

THESE

présentée
pour obtenir le titre de

DOCTEUR DE L'INSTITUT NATIONAL POLYTECHNIQUE DE TOULOUSE

Ecole doctorale : Génie Electrique, Electronique, Télécommunications

Spécialité : Génie Electrique

Par

Olivier LANGLOIS

Ingénieur ENSEEIHT

Conception d'un réseau de secours électrique pour l'aéronautique

Soutenue le 22 juin 2006 devant le jury composé de :

MM. Eric MONMASSON	Rapporteur - Président
Luis MARROYO	Rapporteur
Xavier ROBOAM	Directeur de thèse
Hubert PIQUET	Codirecteur de thèse
Etienne FOCH	Encadrant
Frédéric WURTZ	Membre
Jean-Charles MARE	Invité

Conception d'un réseau de secours électrique pour l'aéronautique

Résumé

Depuis le concept d'avion « plus électrique » introduit il y a plusieurs années, l'électricité prend une part croissante dans les systèmes embarqués aéronautiques. Cela implique de nombreux changements dans les réseaux de bord, et également dans la partie du réseau électrique utilisée en secours.

Dans ce mémoire, une attention particulière est portée sur l'approche méthodologique de conception, qui passe notamment par une modélisation adaptée de chaque équipement utilisé en dernier secours. Parmi eux, les sources électriques constituant la génération de secours, dont l'actuelle turbine éolienne, ainsi que les actionneurs de commande de vol, de type électro-hydrostatique, sont étudiés de manière approfondie. Ces éléments impliquent divers domaines physiques, tels que la mécanique, l'hydraulique et l'électricité. Pour cette raison, la modélisation adoptée est de type Bond Graph, pertinente par sa capacité à représenter de façon unifiante des systèmes multiphysiques. En outre, une représentation en courant continu « équivalent » est choisie afin d'améliorer les performances de simulation et de se placer dans un contexte de réseau de bord futur. La modélisation concerne également la mission de secours que doit accomplir l'avion. Cela permet de connaître le besoin énergétique et d'obtenir un modèle systémique complet à finalité intégrée.

Le concept d'hybridation de deux sources de nature différente est étudié dans le but de profiter des caractéristiques de chacune d'elles. Ce concept s'appuie sur une source traditionnelle de type turbine éolienne, jouant le rôle de source d'énergie, associée à un dispositif de stockage électrochimique, jouant le rôle de source de puissance instantanée. Plusieurs architectures d'hybridation sont proposées et dimensionnées, en utilisant différentes stratégies de gestion d'énergie, avec pour objectif de remplir la mission avec une masse embarquée minimale.

L'usage de relations de similitude pour le redimensionnement des sources électriques permet d'obtenir des paramètres réalistes, en particulier pour le dimensionnement d'une nouvelle turbine éolienne. Ces relations sont également employées pour l'estimation de la masse de chaque composant. La génération électrique hybride montre ainsi un gain de masse potentiel par rapport à des solutions conventionnelles.

Enfin, l'intégration des systèmes de génération de secours dans l'avion fait l'objet d'une étude particulière. Cette intégration est entendue aux sens physique, électrique et fonctionnel, en s'intéressant respectivement à l'emplacement, au raccordement et à l'utilisation des systèmes dans l'avion. L'idée de mutualiser le dispositif de stockage est notamment abordée, permettant d'exploiter au mieux ce dernier, en répondant en partie aux problématiques liées à l'avion « encore plus électrique ».

Mots clés

Aéronautique – Réseaux de bord – Secours électrique – Conception systémique – Modélisation Bond Graph – Dimensionnement – Hybridation – Stockage d'énergie

Design of an electrical emergency network for aeronautic applications

Abstract

Since the “more electric aircraft” concept introduced several years ago, the importance of electricity sharply increases in aeronautical systems. A lot of changes occur in electrical embedded networks and also in the part used in the event of an emergency.

This thesis focuses one’s attention on the design methodological approach, which deals with a suitable modeling of each equipment used in emergency cases. Among them, electrical sources making up the emergency generation system, including the current ram air turbine, and the flight control actuators, of electro-hydrostatic type, are detailed. Those elements involve different physical domains, such as mechanics, hydraulics and electricity. For this reason, Bond Graph formalism is chosen, since this modeling tool represents every physical domain with a same drawing. On the other hand, the “equivalent” direct current is used in order to enhance simulation performances and to consider the context of future networks. The modeling also includes the aircraft mission in order to identify precisely the energetic needs and to get a complete systemic design.

The hybridization of two different electrical sources is studied to take advantage of each of them. This concept is based on a conventional ram air turbine, in the role of an energy source, associated to an electrochemical storage device, in the role of an instantaneous power source. Several hybridization architectures are proposed and sized, using different energy management strategies, with the aim of fulfilling the aircraft mission with a minimum onboard mass.

Similarity relations are used to resize electrical sources. They allow getting realistic parameters, in particular for resizing a new ram air turbine. These relations are also employed to estimate the mass of each component. Thus, the hybrid electrical power generation system shows a mass reduction compared to conventional solutions.

Finally, the integration of emergency power electrical generation devices in the aircraft is studied. This integration concerns physical, electrical and functional aspects, regarding respectively the place, the electrical connection and the way to be used of each device in the aircraft. Multifunctional use of the storage device is notably introduced, allowing a best working of this device inside the whole network, in the framework of the “even more electric aircraft”.

Keywords

Aeronautic – Power electrical network – Emergency situation – Systemic design – Bond Graph modelling – Sizing – Hybridization – Energy storage

Avant-propos

Le travail présenté dans ce manuscrit a été réalisé au sein d'Airbus France Toulouse et du Laboratoire d'Electrotechnique et d'Electronique Industrielle (LEED), lequel est une Unité Mixte de Recherche entre l'Institut National Polytechnique de Toulouse (INPT) et le Centre National de la Recherche Scientifique (CNRS), rattaché à l'Ecole Nationale Supérieure d'Electrotechnique, d'Electronique, d'Informatique, d'Hydraulique et des Télécommunications (ENSEEIH).

Cette thèse a pu être menée grâce à la collaboration entre le département d'ingénierie des systèmes électriques d'Airbus (EYAE) et le LEEI, qui a donné naissance au réseau de recherche Powernet. Je remercie donc Gilles CESCO, responsable du département EYAE d'Airbus, ainsi que Yvon CHERON puis Maurice FADEL, directeur du LEEI.

Je tiens ensuite à remercier les personnes qui ont accepté d'être membre de mon jury de thèse :

- Monsieur Eric MONMASSON, professeur à l'université de Cergy Pontoise, intervenant au laboratoire SATIE de l'Ecole Normale Supérieure de Cachan, France ;
- Monsieur Luis MARROYO, professeur à l'université de Navarre, à Pampelune, Espagne ;
- Monsieur Frédéric WURTZ, chargé de recherches au CNRS, dans le Laboratoire d'Electrotechnique de Grenoble (LEG), France ;
- Monsieur Jean-Charles MARE, professeur à l'INSA de Toulouse, et rattaché au Laboratoire de Génie Mécanique de Toulouse (LGMT), France.

Je remercie également, et plus sincèrement encore, les trois personnes complétant mon jury, car elles n'ont pas seulement participé à l'évaluation de mes travaux, mais à la confection de ceux-ci. Il s'agit bien sûr de mes encadrants directs :

- Monsieur Xavier ROBOAM, directeur de recherches au CNRS, responsable du groupe Energie Electrique et Systémique du LEEI (G-EnESys), qui fut mon directeur de thèse ;
- Monsieur Hubert PIQUET, professeur, rattaché à ce même groupe du LEEI, qui fut mon codirecteur de thèse ;
- Monsieur Etienne FOCH, responsable du groupe Recherche et Certification au sein du département EYAE d'Airbus, qui réalisa le suivi « industriel » de ma thèse.

Merci donc à vous trois qui m'avez montré la voie à suivre tout au long de ces trois années. Vous avez su vous rendre disponible lorsqu'il le fallait, tout en me laissant libre dans mes recherches. Evidemment, je ne vous en veux pas d'avoir parfois réalisé quelques corrections « dévastatrices » dans mes écrits. Ca a été un plaisir de travailler avec vous, et je me réjouis que cela puisse continuer à l'avenir.

Merci à tous ceux qui ont lu, au moins en partie, ce manuscrit, car il en fallait du courage pour aborder ce pavé. Ils m'ont permis de corriger et d'améliorer autant que possible sa qualité.

Durant ma thèse, j'ai passé près d'un quart de mon temps au LEEI ; j'y ai donc connu de nombreux thésards. Je les remercie tous de m'y avoir accueilli. L'honorable Jérémi m'aura toujours été de bons conseils. J'ai une pensée particulière pour tous mes collègues de bureau, avec, par ordre de passage : Adam, ChristopheTitou, Jean-Philippe, Jesus, Markos et l'inimitable Abdenour. Merci à ChristopheConilh et Jérôme pour l'ambiance dans la salle des calculs. Et même si on se disait parfois en regardant par la fenêtre : « j'aimerais mieux être un oiseau », on était bien en thésard !

De l'autre côté de Toulouse, je tiens à remercier mes collègues d'Airbus. En trois ans, je n'aurais pas réussi à leur faire comprendre que je n'étais pas stagiaire. Ils n'auront jamais cru non-plus que les jours où j'étais au LEEI, je n'étais pas au ski. Je remercie particulièrement mes collègues de bureau, même s'ils n'ont pas réussi à me supporter jusqu'au bout. Loïc fut le premier à partir. Il a quand même tenu près de deux ans. Marc et Jean-Jacques seront restés plus de deux ans et demi avant de me laisser seul dans mon grand bureau. Je ne vous en veux pas, merci d'être passé... et bienvenu aux remplaçants, Jean-Louis et Cédric, qui ont accepté de me laisser chef du bureau.

Je remercie mes parents pour avoir cru en ma passion pour l'électricité. Je les remercie surtout de m'avoir laissé bidouiller l'installation électrique de la maison et faire de nombreuses expériences. Désolé d'avoir brûlé la moquette et fait sauter les fusibles de nombreuses fois. C'est aussi grâce à vous que j'ai pu m'exprimer pleinement et comprendre certains mystères de l'électricité. Vous m'avez fait confiance, j'espère que vous n'êtes pas déçu !

Je tiens à remercier particulièrement ma grand-mère qui m'a choyé pendant une partie de mes études, avec par exemple de succulents repas. Cela fut bénéfique à ma progression. De même, Jean-Paul et Pierrette ont toujours été un peu présent au cours de mes études. Qui sait quel chemin aurais-je emprunté s'ils ne m'avaient conseillé celui-ci ?

J'ai également une pensée particulière pour François, mon compagnon d'expériences électriques domestiques. Il m'a permis de trouver un intérêt pour l'électronique fine, même si j'ai toujours préféré les grosses étincelles.

Il y a aussi eu le grand Ronan le barbare. Avec lui, pas trop d'étincelles non-plus, mais il a probablement contribué à me donner le goût du savoir, ou plutôt le goût du « je m'demande bien comment ça marche ». Enfin, j'ai quand même conservé mon habitude de remonter les choses que je démontais. Dans la série des artistes, je continue avec Lucas, qui avait été mon fournisseur officiel de matériel électronique. Je n'ai pas non-plus oublié nos soirées animées avec notamment Xavier.

Je dis merci à tous mes amis, car ils m'ont encouragé à faire cette thèse. Mon colocataire JP, dans son surnom le plus sobre, m'a également été très précieux ; son absence prolongée pendant ma phase de rédaction m'a permis une totale concentration sur mon travail. En sa présence, il y avait toujours ces histoires de père et de fils qui me perturbaient l'esprit, ou encore ce bambi dont je n'ai jamais vraiment compris le rôle.

Il y a bien d'autres personnes à qui j'ai pensé en écrivant ces quelques lignes, mais je n'ai malheureusement pas pu citer tout le monde... Pardonnez-moi, et merci tout de même.

Avant de terminer, je remercie ma très chère Valérie, qui a tenu aussi bien que moi durant ces trois longues années de thèse. Elle m'a encouragé, soutenu, donné un pied à terre à Paris, et tant d'autres choses encore. Qu'aurais-je fait, et que ferais-je, sans toi ?

Pour finir, je remercie celles et ceux qui auront eu l'audace d'ouvrir ce rapport et d'en lire une quelconque partie. Je me remercie également d'avoir été là pour achever à temps cette thèse. Cher lecteur, excuse-moi pour ce paragraphe, mais il fallait bien se détendre un peu après de longues heures de rédaction en solitaire.

Table des matières

Introduction générale	19
-----------------------------	----

Chapitre I Etat de l'art des architectures et des technologies utilisées en dernier secours 23

I.1 Problématique du dernier secours électrique	24
I.1.1 Besoins énergétiques	24
I.1.2 Cas de pannes à couvrir	25
I.2 Description des réseaux de secours utilisés par Airbus	27
I.2.1 Avions « conventionnels »	27
I.2.1.1 Energie hydraulique	27
I.2.1.2 Energie électrique	28
I.2.1.3 Architecture des réseaux hydrauliques et électriques.....	30
I.2.2 Avions « plus électriques ».....	31
I.2.2.1 Architecture des réseaux hydrauliques et électriques.....	31
I.2.2.2 Puissance des équipements	33
I.2.2.3 Fonctionnement en perte de génération électrique normale.....	33
I.2.2.4 Fonctionnement en perte totale des moteurs	34
I.2.2.5 Mission de vol en secours.....	34
I.2.3 Bilan des réseaux de secours utilisés par Airbus	35
I.3 Description des réseaux de secours des autres avions	36
I.4 Sources de secours candidates.....	37
I.4.1 Sources d'énergie	38
I.4.2 Sources de puissance : stockage	39
I.4.3 Bilan des sources candidates	40
I.5 Vers une « hybridation » du réseau de secours électrique	42
I.5.1 Problématique.....	42
I.5.2 Structure par hybridation 'source d'énergie'-'source de puissance'	43
I.5.3 Gestion d'énergie par filtrage harmonique	44
I.5.4 Optimisation de puissance	44
I.5.5 Points forts de l'hybridation des sources	45
I.6 Conclusion.....	46

Chapitre II Méthodes d'étude et modélisation systémique du réseau de secours 47

II.1 Intérêt des méthodes et de la modélisation	49
II.2 Besoin en terme de modélisation dans le cadre de l'étude du réseau de secours	51
II.3 Aperçu des classes de méthodes	53
II.3.1 Représentations « énergie-puissance (e-p) ».....	53
II.3.2 Représentations « effort-flux »	54
II.3.2.1 Représentation sous forme de schémas électriques conventionnels.....	54
II.3.2.2 Représentation sous forme de Bond Graphs	55

II.3.3	Choix de la méthode de modélisation : « schéma électrique conventionnel » et « Bond Graph ».....	55
II.4	Modélisation du réseau	57
II.4.1	Description du type de modélisation	57
II.4.2	Bilan des charges.....	58
II.4.2.1	Avion « conventionnel ».....	58
II.4.2.2	Avion « plus électrique »	58
II.4.3	Choix finaux de modélisation : « Bond Graph », « circuit électrique » et « DC équivalent »	62
II.5	Modélisation type Bond Graph d'un EHA	64
II.5.1	Constitution d'un EHA	64
II.5.2	Présentation de l'EHA étudié	65
II.5.3	Modèle générique d'EHA en Bond Graph	69
II.5.3.1	Description du modèle générique complet.....	69
II.5.3.2	Description du modèle générique simplifié	74
II.5.3.3	Description du modèle générique simplifié « simple ligne ».....	76
II.5.4	Commande de l'EHA	77
II.5.4.1	Restructuration du modèle « simple ligne ».....	77
II.5.4.2	Boucles de commande	79
II.5.4.3	Bilan des modèles Bond Graph d'un EHA.....	79
II.5.5	Transcription du Bond Graph en schéma électrique équivalent	79
II.5.6	Validation du modèle Bond Graph d'un EHA.....	81
II.5.7	Conclusion sur la modélisation Bond Graph d'un EHA	83
II.6	Modélisation type Bond Graph d'une RAT	85
II.6.1	Présentation de la RAT étudiée	85
II.6.1.1	Turbine éolienne.....	86
II.6.1.2	Multiplicateur de vitesse	87
II.6.1.3	Générateur électrique	87
II.6.2	Modélisation de la turbine	88
II.6.2.1	Environnement de la turbine	88
II.6.2.2	Caractéristiques aérodynamiques de la turbine	89
II.6.2.3	Système d'orientation des pales	90
II.6.2.4	Modèle de la turbine	91
II.6.3	Modélisation du générateur	92
II.6.3.1	Définition d'une MCC équivalente à la MS.....	93
II.6.3.2	Modèle du générateur	99
II.6.4	Modèle Bond Graph complet de la RAT	100
II.6.5	Validation du modèle Bond Graph de la RAT.....	102
II.6.5.1	Essais pour validation statique.....	102
II.6.5.2	Essais pour validation dynamique.....	103
II.6.6	Conclusion sur la modélisation de la RAT	106
II.7	Modèle de similitude	107
II.7.1	Principe du redimensionnement par similitudes.....	107
II.7.2	Redimensionnement de la RAT	107
II.8	Définition de la mission de l'avion en dernier secours électrique	109
II.8.1	Mission de l'avion en dernier secours.....	109
II.8.2	Consommations d'EHA dans un cas dimensionnant d'approche à basse vitesse.....	110
II.8.3	Conclusion sur la mission	112
II.9	Conclusion	113

Chapitre III Hybridation des sources de secours électriques..... 115

III.1 Structure et stratégie d'hybridation, et besoin associé en énergie/puissance. 116

III.1.1	Structure d'hybridation	116
III.1.2	Puissance absorbée par les charges du réseau.....	116
III.1.3	Prédimensionnement des sources	117
III.1.3.1	Vision conventionnelle.....	117
III.1.3.2	Vision duale.....	119
III.1.4	Conclusion sur la structure et les stratégies d'hybridation.....	120

III.2 Choix du moyen de stockage 121

III.2.1	Hybridation RAT – batterie d'accumulateurs	121
III.2.2	Hybridation RAT – supercondensateur.....	122
III.2.3	Hybridation RAT – roue à inertie.....	123
III.2.4	Choix du moyen de stockage : le supercondensateur, un bon compromis	124

III.3 Méthode de dimensionnement d'un supercondensateur..... 125

III.3.1	Modélisation du supercondensateur.....	125
III.3.2	Prédimensionnement de la capacité.....	125
III.3.3	Choix du composant.....	127
III.3.4	Estimation des pertes dans le supercondensateur.....	128
III.3.5	Plan énergie-puissance	129
III.3.6	Bilan du dimensionnement du supercondensateur	134

III.4 Etude des différentes stratégies de gestion d'énergie..... 135

III.4.1	Gestion « standard par filtrage harmonique »	135
III.4.1.1	Prédimensionnement des sources.....	137
III.4.1.2	Dimensionnement du système de stockage.....	137
III.4.1.3	Régulation de la tension de bus	140
III.4.1.4	Régulation du courant supercondensateur	142
III.4.1.5	Régulation de la tension supercondensateur	143
III.4.1.6	Choix des bandes passantes des régulations	144
III.4.1.7	Résultats de simulations	145
III.4.1.8	Validation du dimensionnement du supercondensateur	150
III.4.1.9	Bilan de la gestion « standard par filtrage harmonique ».....	152
III.4.2	Gestion « duale par filtrage harmonique »	152
III.4.2.1	Prédimensionnement des sources.....	154
III.4.2.2	Dimensionnement du système de stockage.....	154
III.4.2.3	Régulation du courant d'excitation RAT	155
III.4.2.4	Régulation du courant principal RAT	156
III.4.2.5	Régulation de la tension de bus	157
III.4.2.6	Régulation du courant supercondensateur	158
III.4.2.7	Régulation de la tension supercondensateur	159
III.4.2.8	Choix des bandes passantes des régulations	159
III.4.2.9	Résultats de simulations	160
III.4.2.10	Bilan de la gestion « duale par filtrage harmonique ».....	164
III.4.3	Gestion « optimisée MPPT »	165
III.4.3.1	Principe de fonctionnement du MPPT.....	166
III.4.3.2	Utilisation de la fonction MPPT sur un réseau avion	169
III.4.3.3	Couplage de la fonction MPPT avec la fonction stockage	171
III.4.3.4	Mise en œuvre de la commande optimisée MPPT	171
III.4.3.5	Résultats de simulations	172
III.4.3.6	Bilan de la gestion « optimisée MPPT »	176
III.4.4	Bilan des différentes gestions d'énergie	177

III.5 Suppression du convertisseur de stockage 179

III.5.1	Prédimensionnement des sources.....	179
III.5.2	Dimensionnement du système de stockage.....	179
III.5.3	Stratégies de commande utilisables	181
III.5.4	Gestion « optimisée MPPT » sans convertisseur de stockage.....	181
III.5.5	Bilan du stockage par supercondensateur sans convertisseur	184
III.6	Conclusion.....	185
Chapitre IV Intégration des sources de secours dans l'avion..... 187		
IV.1	Impact de l'hybridation sur la masse de la génération de secours électrique..	189
IV.1.1	Expression des masses	190
IV.1.2	Dimensionnement des sources	191
IV.1.3	Evolution des masses	192
IV.1.4	Conclusion : un impact sur la masse favorable.....	194
IV.2	Intégration structurelle : emplacement physique des sources de secours	195
IV.3	Intégration fonctionnelle : raccordement des sources dans l'architecture du réseau de secours.....	197
IV.3.1	Réseau d'avion « plus électrique » avec partie principale AC.....	197
IV.3.2	Réseau d'avion « plus électrique » avec partie HVDC	199
IV.4	Décentralisation du système de stockage	201
IV.4.1	Stockage séparé centre/arrière	201
IV.4.2	Stockage individualisé et stabilité d'un réseau continu	204
IV.4.2.1	Mise en évidence des phénomènes d'instabilités dans un réseau HVDC.....	205
IV.4.2.2	Solutions stabilisantes.....	206
IV.4.3	Stockage individualisé et réversibilité des actionneurs	207
IV.4.4	Décentralisation du stockage : bilan.....	208
IV.5	Couverture des périodes transitoires	210
IV.5.1	Problématique.....	210
IV.5.2	Solutions.....	211
IV.5.3	Bilan des sources « transitoires ».....	214
IV.6	Mutualisation du système de stockage	215
IV.6.1	Conditionnement réseau	215
IV.6.2	Démarrage de l'APU.....	217
IV.6.3	Démarrage des réacteurs	219
IV.6.4	Mutualisation et plan énergie-puissance	220
IV.6.5	Bilan de la mutualisation du stockage	222
IV.7	Conclusion.....	224
Conclusion générale.....		225
Références bibliographiques.....		229
Rapports de contrat LEEI-Airbus durant la thèse.....		229
Publications, manuscrits et ouvrages.....		229
Documents officiels et notes Airbus.....		234
Liens Internet		234
Abréviations et notations		237
Abréviations		237

Symboles concernant le modèle d'EHA	238
Symboles concernant le modèle de RAT	241
Symboles concernant l'hybridation des sources	243
Annexe A Généralités sur les avions commerciaux	247
Annexe B Le formalisme Bond Graph.....	249
Annexe C Redimensionnement de la RAT	255
C.1 La turbine	255
C.1.1 Dimensionnement de la turbine	256
C.1.2 Paramètres mécaniques	258
C.2 La machine électrique	260
C.2.1 Dimensionnement de la machine et du multiplicateur	260
C.2.2 Circuit statorique.....	263
C.2.3 Circuit d'excitation (rotorique).....	265
C.3 « Feeders ».....	266
C.4 Conclusion.....	267
Annexe D Relations de similitude sur les masses.....	269
D.1 Masse de la RAT	269
D.1.1 Masse de la RAT seule	269
D.1.2 Masse des « feeders » RAT.....	274
D.1.3 Masse du redresseur RAT	275
D.2 Masse du système de stockage	277
D.2.1 Masse du convertisseur statique DC-DC	277
D.2.2 Masse de la bobine d'inductance.....	281
D.2.3 Masse des supercondensateurs.....	283
D.2.4 Masse totale du stockage.....	283

Introduction générale

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. Le terme d'avion « plus électrique » est couramment employé. Cette progression s'explique en partie par le développement de l'électronique de puissance, qui permet une grande souplesse d'utilisation des équipements électriques. L'usage de technologies désormais compétitives et fiables permet de surpasser des solutions non-électriques déjà optimisées, n'ayant pas un potentiel d'amélioration significatif. L'électricité simplifie également la distribution, en limitant le risque de fuites et en facilitant l'isolation d'un secteur défectueux.

Comme tout système, un avion est sujet à diverses pannes, qui doivent rester acceptables. Des systèmes de secours sont toujours prévus de manière à garantir une sûreté de fonctionnement conforme à la réglementation. L'usage croissant de l'électricité sur les avions récents et futurs permet le changement des moyens de secours actuellement mis en œuvre. C'est ce que propose l'A380, en utilisant presque exclusivement l'énergie électrique dans le cas de panne entraînant la perte totale des moteurs par exemple. A l'opposé, les précédentes générations d'avions exploitaient en grande partie l'énergie hydraulique dans ce cas de panne.

Les systèmes de secours doivent donc s'adapter aux nouveaux besoins en « dernier secours électrique ». Par ailleurs, le développement d'avions « de plus en plus électriques » remet en cause la structure même des réseaux de bord électriques. L'architecture du réseau de secours électrique peut, et même doit, être entièrement repensée. Plusieurs questions viennent alors naturellement. Quelle est l'architecture du réseau de secours la mieux adaptée ? Quelles sources peuvent être utilisées en secours, et de quelle manière ? Comment et où placer ces sources dans l'architecture du réseau ? Au cours de cette thèse, ces interrogations sont traitées avec une attention particulière, en suivant comme fil directeur le principal objectif en aéronautique, à savoir la réduction de la masse.

Pour mener à bien ces recherches sur les réseaux embarqués, la méthodologie a une place capitale. Une approche globale sera adoptée ici, consistant à s'intéresser aux systèmes de secours dans leur environnement. L'importance de la démarche d'analyse systémique apparaît alors. Il sera nécessaire de synthétiser la mission que doivent accomplir les systèmes de secours de l'avion, et d'intégrer cette mission dans la modélisation système, d'où la notion de « modèle à finalité intégrée ».

La modélisation du réseau de secours électrique et de ses systèmes est indispensable pour étudier correctement ce réseau. Le choix du type de modélisation doit être effectué suivant le besoin, de manière à façonner le modèle adapté, « juste suffisant ». Les modèles devant ensuite s'insérer dans une simulation logicielle, un niveau de complexité adéquat permet d'optimiser le temps de traitement informatique, d'où la notion de « modèle à faible coût ».

Après avoir mis en place les modèles dans un outil de simulation, la conception d'un réseau de secours pourra être menée de façon efficace. L'objectif de la thèse est donc double. D'une part, il s'agit de proposer et d'évaluer des méthodes de dimensionnement et d'optimisation de la chaîne de production et d'utilisation de l'énergie électrique, dans le cadre d'avant-projets. D'autre part, il s'agit d'appliquer ces méthodes au cas du réseau de secours électrique, en s'appuyant sur la mise en œuvre de moyens de simulation dédiés.

Avant de détailler les recherches traitées dans cette thèse, le Chapitre I présentera un état de l'art des moyens mis en œuvre en « dernier secours électrique ». Cela permettra de s'informer sur les systèmes de secours actuellement exploités sur les avions. Le fonctionnement des avions dans les cas les plus critiques de panne sera décrit. Ce Chapitre sera également l'occasion de présenter les diverses sources de secours envisageables, en plus de celles actuellement utilisées.

Le Chapitre II traite de la démarche d'analyse systémique, notamment à travers les méthodes de modélisation. Il présentera la démarche qui nous a conduit à faire le choix du formalisme Bond Graph pour modéliser les systèmes, et l'option d'une représentation en courant continu « équivalent » pour la modélisation du réseau. Le Bond Graph permet en particulier une représentation unifiante de systèmes multiphysiques, et se montre respectueux des contraintes liées à la transmission d'énergie, notamment en terme d'association grâce au respect des relations de causalité. Comme nous le verrons, cet outil se montre pertinent dans le cadre des systèmes de secours, de par l'implication de trois domaines de la physique énergétique. L'adoption d'un réseau en courant continu offre deux avantages. Elle permet de se placer dans un contexte d'avion futur, tout en améliorant les performances de simulation, et donc d'étude. L'utilisation simultanée du Bond Graph et du courant continu équivalent est particulièrement appréciable pour la visualisation des transferts de puissance dans un système électrique local ou global. Enfin, dans l'optique de la conception du réseau de secours, une méthode de redimensionnement des systèmes électriques sera introduite.

Dans le Chapitre III, une étude concernant les sources électriques de secours est détaillée. Cette étude concerne l'association de deux sources de natures différentes. Le système « hybride » multisource obtenu permet de profiter du meilleur de chacune des deux sources, en exploitant les propriétés complémentaires de sources d'énergie et de puissance. Ce Chapitre traite d'une association bien précise de deux sources électriques, en s'intéressant à diverses stratégies possibles de commande et de gestion, impactant directement le dimensionnement des sources. Une estimation de la masse des sources permettra d'observer l'évolution globale de la masse de la génération de secours, jusqu'à parvenir à une solution proche de l'optimum.

Pour concrétiser cette thèse, le Chapitre IV se veut plus proche du contexte général « avion », en s'intéressant à l'intégration des sources de secours dans l'avion. L'intégration est entendue au sens « structurel », c'est à dire l'aspect localisation, mais

également au sens « fonctionnel » dans l'architecture du réseau électrique de l'avion. Ce dernier Chapitre établira le lien entre le réseau « secours » et le réseau « normal », en se préoccupant particulièrement des fonctions communes entre les deux modes de fonctionnement. A ce sujet, la notion de mutualisation du dispositif de stockage sera introduite. La problématique du dernier secours électrique sera également rappelée afin de couvrir l'ensemble de la mission.

Chapitre I

Etat de l'art des architectures et des technologies utilisées en dernier secours

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. Ce Chapitre présente d'une manière générale les structures actuelles des réseaux de bord d'avions. Il constitue un état de l'art des technologies utilisées en dernier secours¹.

Divers cas de panne sont à prendre en compte dans la conception d'un réseau de bord d'avion. Après une description de la problématique du dernier secours, les cas de panne dimensionnants à considérer dans l'analyse de sécurité de l'avion seront énoncés.

Les réseaux de bord des avions de la gamme Airbus seront décrits d'une manière assez sommaire. L'accent sera mis sur la partie du réseau utilisée en secours, ainsi que sur le fonctionnement de ces avions dans les cas de panne dimensionnants. Un rapide aperçu des réseaux de secours de divers autres avions sera également donné.

Nous nous intéresserons ensuite aux sources d'énergie de secours « avionables », c'est à dire utilisables dans un avion. Les sources actuellement embarquées seront évaluées, et des solutions alternatives seront proposées.

Enfin, compte tenu de l'état de l'art et de la problématique du dernier secours électrique, nous proposerons une solution d'amélioration d'un réseau de secours actuel. Cette proposition, basée en fait sur la modification de la génération électrique de secours, constituera une voie d'exploration pour la suite des travaux de recherche.

¹ Ce Chapitre s'inspire en grande partie des premiers travaux de thèse [RC°1] [RC°2] [RC°3].

I.1 Problématique du dernier secours électrique

La problématique du dernier secours électrique est exposée par les différents cas de panne à couvrir. Avant de les citer, un rappel des besoins en énergie des avions est effectué. Pour information, l'Annexe A donne les différents termes employés dans un avion, ainsi que l'emplacement et le rôle des commandes de vol.

I.1.1 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, comme indiqué en Figure I.1 et Figure I.2.

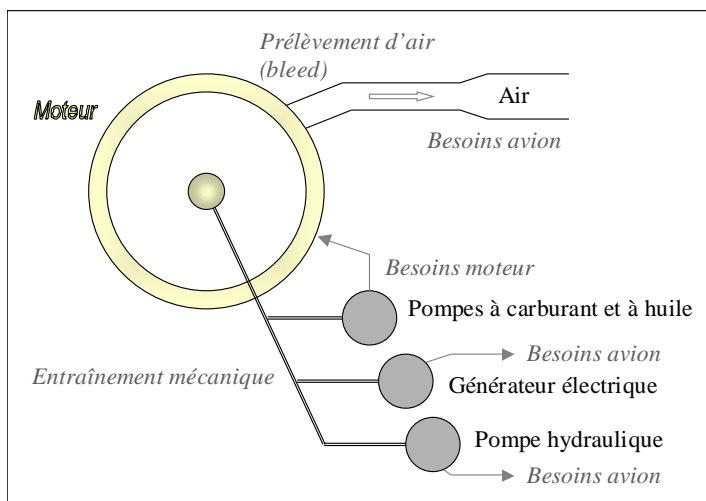


Figure I.1 : Différentes sources d'énergie mises en œuvre dans un avion [OL04].

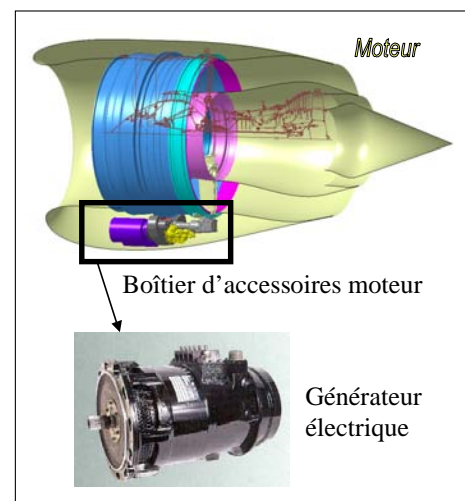


Figure I.2 : Vue physique d'un moteur et emplacement du boîtier d'accessoires [OL05²].

L'énergie hydraulique est obtenue par une pompe entraînée mécaniquement par le moteur. Généralement, elle est utilisée pour actionner les commandes de vol (via les servocommandes) ; elle délivre la puissance nécessaire pour diriger l'avion. Elle permet également la sortie et la rentrée du train d'atterrissage, ainsi que le freinage.

La génération électrique est également obtenue par entraînement mécanique. Un générateur produit l'électricité alimentant de nombreux équipements : calculateurs, instruments de navigation, commandes d'actionneurs, ainsi que les appareils d'éclairage, de cuisson, audiovisuels, etc. L'électricité est utilisée, non-seulement pour les fonctions « essentielles » de l'avion, mais aussi pour le divertissement et le confort des passagers.

Pour finir, dans le cas de moteurs à réaction (turbofans sur les Airbus), l'air est en partie prélevé sur le compresseur basse pression (et haute pression dans une moindre mesure) des moteurs. Il permet la pressurisation et la climatisation du cockpit et de la cabine.

Les prélèvements d'énergie sur les moteurs sont donc importants. La part utilisée pour produire de l'électricité était jusqu'à lors faible devant la somme des prélèvements. Aujourd'hui, les avions utilisent de plus en plus l'énergie électrique, comme l'exprime le terme d'avion « plus électrique », venu du fait de l'augmentation du nombre de systèmes électriques. Ce concept fait croître la proportion de cette énergie au détriment des autres.

I.1.2 Cas de pannes à couvrir

Diverses pannes peuvent se produire sur un avion. Il convient de les envisager de manière à maîtriser leurs conséquences. Les deux principaux cas de panne à couvrir sont :

- la perte totale des moteurs (TEFO : Total Engine Flame Out) ;
- la perte de la génération électrique normale (TLMES : Total Loss of Main Electrical System).

Bien évidemment, le premier cas implique systématiquement le deuxième, puisque les moteurs entraînent tout le système de génération. Cependant, une contrainte supplémentaire apparaît dans le cas de la perte de la génération seule ; il s'agit du temps de fonctionnement. En effet, dans ce cas, l'avion est capable de voler pendant une longue durée car la propulsion est maintenue. La génération électrique de secours doit alors être disponible pendant plusieurs heures. Ce n'est pas le cas lors d'une perte totale des moteurs, où l'avion gagne le sol assez rapidement.

Les autres cas de panne ne sont pas à étudier précisément, car il est possible de les ramener aux deux cas dimensionnant précédents. La couverture de ces deux types de panne permet de couvrir toutes les autres combinaisons de panne (perte d'un seul moteur ou d'un seul générateur électrique par exemple).

Les avions de la gamme Airbus depuis l'A320 sont dits « à commande électrique », c'est à dire qu'il n'y a plus de liaisons mécaniques entre les leviers de commande du pilote et les servocommandes. Les actionneurs des commandes de vol sont à puissance hydraulique, mais commandés électriquement.

Afin de couvrir les cas de panne (TEFO ou TLMES) des avions servocommandés, on a généralement recours à une éolienne se déployant sous l'avion. Celle-ci alimente les systèmes hydrauliques et électriques nécessaires pour ramener d'une façon sûre l'avion au sol.

Un des deux principaux objectifs de cette thèse est d'étudier les différentes solutions de secours envisageables, garantissant une production d'énergie suffisante

pour assurer, comme mentionné dans les textes réglementaires, un « safe flight and landing » ; et ceci en visant un gain de masse et/ou de volume par rapport aux systèmes existants.

Enfin, les défaillances du système de secours ne sont pas à envisager, car il s'agit d'événements dits « extrêmement improbables ». Autrement dit, il n'est pas décent de prévoir un secours du secours.

I.2 Description des réseaux de secours utilisés par Airbus

Ce paragraphe s'attache à décrire l'architecture des réseaux de secours dans leurs environnements, dans le cas des avions Airbus. Deux types d'avion s'opposent : ceux dits « conventionnels » et ceux dits « plus électriques ». Ces deux types sont décrits ici. Une mission de secours dimensionnante est également présentée en fin de paragraphe.

I.2.1 Avions « conventionnels »

I.2.1.1 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 électro-pompes 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 palier 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.

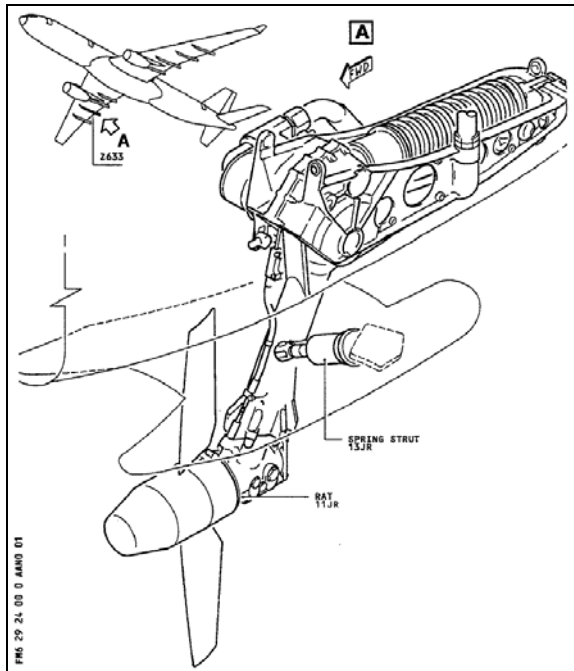


Figure I.3 : Localisation de la RAT sur un Airbus A330 (source : SDN A330 ATA29-24-00 p.2).



Figure I.4 : Photographie de la RAT Hamilton Sundstrand pour A330 et A340 [HS].

Les systèmes de freinage des roues possèdent leurs propres accumulateurs hydrauliques situés sur le train d'atterrissage. Ainsi, dans le cas d'une perte totale des moteurs, le freinage est garanti par cet accumulateur local.

I.2.1.2 Energie électrique

Le réseau électrique de ces avions est constitué d'une partie alternative (triphase 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. Avantagusement, 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 a pas de mise en parallèle des générateurs, ce qui signifie que les bus principaux ne sont jamais interconnectés en fonctionnement normal². 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).

² En vol, les générateurs ne sont jamais connectés simultanément sur un même bus. Si un bus doit être alimenté par un autre générateur, le premier est déconnecté avant de connecter le second.

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 Motor/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.

Attention : l'APU n'est pas un élément de secours. En effet, l'avion est prévu pour décoller et fonctionner normalement sans lui. Il n'est donc pas pris en compte dans le calcul de probabilité de défaillance de l'avion. En outre, sa disponibilité est contestable en vol, car le démarrage de la turbine en altitude est difficile, et il est souvent nécessaire de s'y reprendre à plusieurs reprises. L'APU n'est pas jugé suffisamment fiable, d'autant plus qu'il n'est pas totalement autonome puisqu'il utilise le même kérosène que les réacteurs.

- En pratique, il est néanmoins intéressant de l'utiliser en vol dans le cas d'une perte partielle ou totale de la génération électrique, car il est capable de fournir une énergie conséquente. Par contre, la turbine entraînant le générateur de l'APU ne peut fonctionner à une altitude élevée, ce qui impose la descente de plusieurs niveaux de vol. Les réacteurs fonctionnant normalement, la puissance hydraulique est maintenue ; l'avion peut terminer le vol avec de nombreuses charges « commerciales » en service, et donc avec un meilleur confort.

- Le démarrage de l'APU doit être effectué dans certains cas de perte totale des moteurs. Si le redémarrage des moteurs par la force de l'air extérieur (« windmilling ») a échoué, l'air fourni par l'APU donne une chance supplémentaire de retrouver les réacteurs. Sa génération électrique peut également être utilisée, augmentant ainsi la sécurité de l'avion.

Enfin, une dernière possibilité d'alimenter l'avion est le recours aux groupes de 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.2.1.3 Architecture des réseaux hydrauliques et électriques

Afin d'illustrer les définitions précédentes, la Figure I.5 donne un synoptique du réseau électro-hydraulique d'un Airbus bimoteur. Il se base sur un Airbus A330, mais reste proche des autres avions de la gamme.

La partie du réseau électro-hydraulique utilisée en secours est surlignée. Il est important de préciser que cette partie du réseau est également utilisée en fonctionnement normal. Seuls les systèmes de génération sont spécifiques au fonctionnement secours.

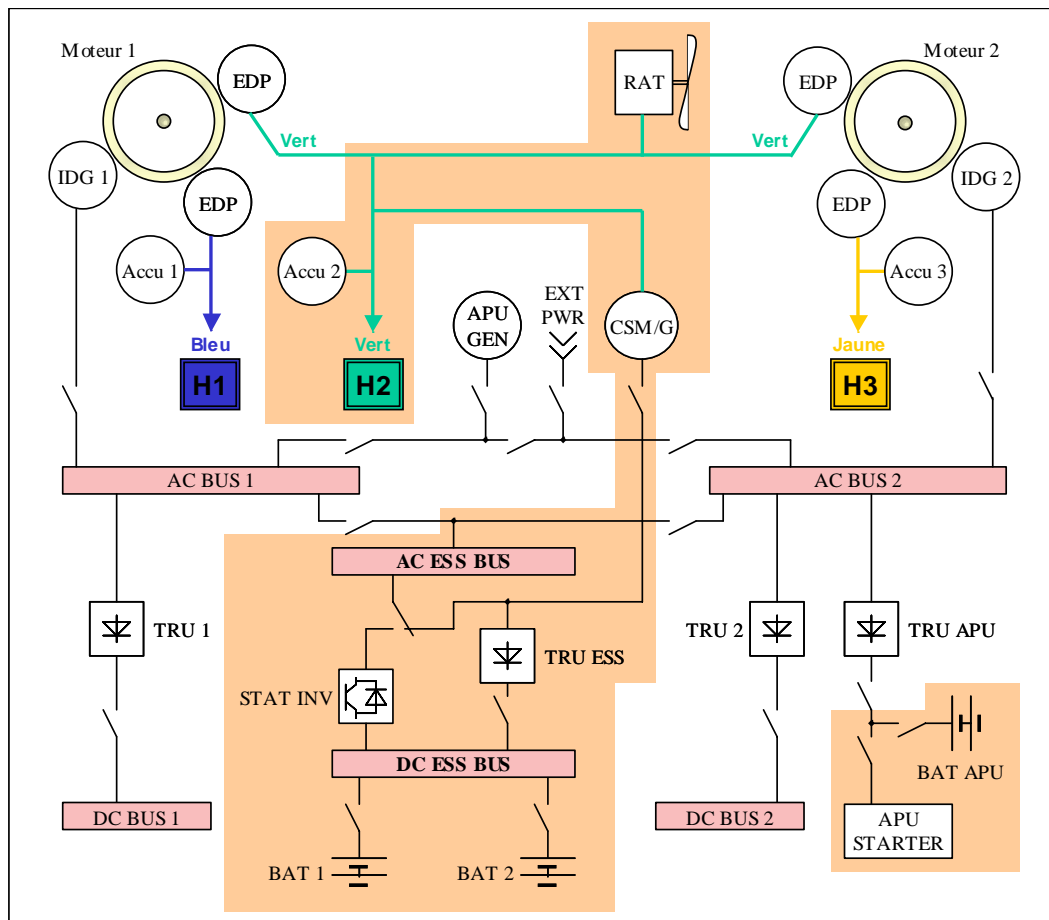


Figure I.5 : Architecture simplifiée des réseaux hydrauliques et électriques d'un bimoteur Airbus. Cas d'un avion « conventionnel ». Mise en évidence de la partie du réseau utilisée en secours.

Circuits hydrauliques

Chaque réacteur entraîne une pompe hydraulique alimentant deux des trois circuits (bleu et jaune). Le troisième circuit hydraulique (vert) est alimenté par deux pompes entraînées chacune par un des deux réacteurs. La RAT est connectée sur ce circuit (vert), qui est donc utilisé en cas de secours.

Circuits électriques

Deux IDG alimentent leur barre bus respective AC BUS 1 et 2 (bus alternatif principal). En cas de besoin, l'APU ou la prise de parc peut également alimenter ces

deux bus principaux. En aval, on trouve un bus alternatif AC ESS BUS sur lequel sont connectés les équipements « essentiels » au vol de l'avion. En dernier secours, c'est ce bus que le CSM/G vient alimenter.

L'alimentation continue est obtenue par trois TRU à partir des trois bus alternatifs précités. On obtient respectivement les barres DC BUS 1, DC BUS 2, et DC ESS BUS. Deux batteries peuvent être connectées sur cette barre « essentielle » en cas de besoin. Elles peuvent également alimenter le bus alternatif AC ESS BUS via un onduleur (STATIC INV) en cas de perte de la génération normale.

Le circuit de démarrage de l'APU possède son propre transformateur-redresseur ainsi que sa propre batterie. Son démarrage étant généralement fait sur batterie, il est plus avantageux de placer sa batterie de démarrage à côté de lui (à l'arrière de l'avion), plutôt que de disposer des câbles de forte section depuis l'avant de l'appareil. De plus, cela permet une ségrégation du démarrage APU, évitant les perturbations du reste du réseau pendant les phases de démarrages qui sont très « énergétiques ».

I.2.2 Avions « plus électriques »

L'Airbus A380 fait un premier pas vers l'avion dit « plus électrique ». Ce très gros porteur quadrimoteur marque de nombreuses avancées technologiques par rapports aux précédents avions. Dans une philosophie d'avion « plus électrique », il utilise davantage l'électricité que ses prédécesseurs, en particulier pour les commandes de vol, où des actionneurs à puissance électrique font leur apparition en complément des servocommandes hydrauliques. Les principales avancées technologiques du point de vue de la génération/distribution électrique sont les suivantes :

- certaines commandes de vol actionnées par puissance électrique ;
- secours totalement électrique ;
- fréquence variable sur le réseau à courant alternatif ;
- disjoncteurs électroniques pour les petits et moyens calibres.

I.2.2.1 Architecture des réseaux hydrauliques et électriques

L'architecture électro-hydraulique d'un avion « plus électrique » est donnée en Figure I.6. Elle se base sur celle d'un bimoteur tel que l'A330, mais reprend les évolutions technologiques apportées par l'A380.

Là encore, la partie du réseau utilisée en fonctionnement secours est surlignée. Contrairement aux avions « conventionnels », seul le réseau électrique est utilisé en secours, car tous les systèmes « essentiels » sont désormais électriques. L'énergie hydraulique est absente, hormis pour quelques fonctions locales, comme le freinage des roues par exemple.

Les actionneurs de commande de vol utilisés en dernier secours sont uniquement les actionneurs électriques. A contrario, ces derniers sont très peu utilisés en fonctionnement normal, au profit des actionneurs hydrauliques.

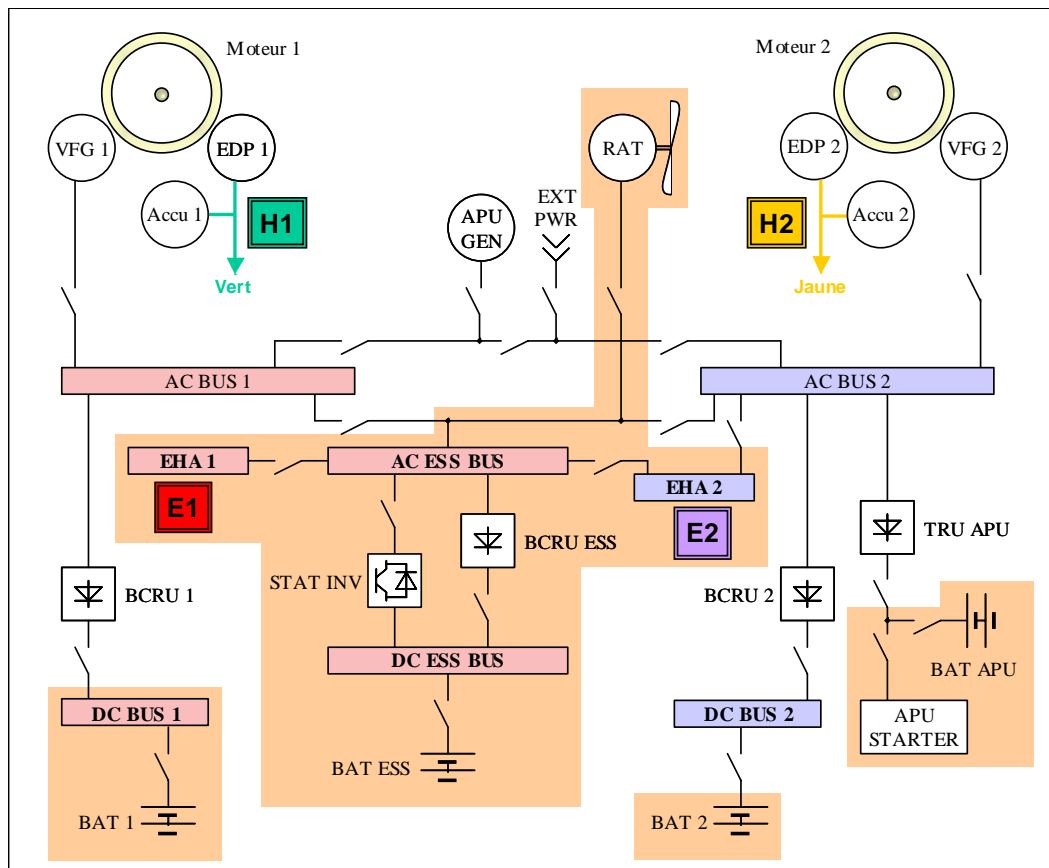


Figure I.6 : Architecture simplifiée des réseaux hydrauliques et électriques d'un bimoteur Airbus. Cas d'un avion « plus électrique ». Mise en évidence de la partie du réseau utilisée en secours.

Circuits hydrauliques

Sur l'A380, le troisième circuit de puissance hydraulique a été remplacé par deux circuits de puissance électriques. On ne trouve plus que deux circuits hydrauliques (vert et jaune). Ces deux circuits sont totalement ségrégués : vert à gauche et jaune à droite. L'architecture est dite 2H+2E, par opposition aux 3H des avions « conventionnels ».

Circuits électriques

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.

Comme pour les avions « conventionnels », chaque réacteur entraîne un VFG qui alimente sa propre barre alternative principale AC BUS 1 et 2. L'alimentation de ces barres principales peut également être réalisée par l'APU GEN, ou par des prises de parc pour les opérations au sol. La partie « essentielle » AC ESS BUS est alimentée par la barre AC BUS 1, ou à défaut par AC BUS 2. Les actionneurs électriques de commande

de vol sont alimentés par deux barres dédiées EHA 1 et 2. La première est alimentée via le bus « essentiel », alors que la seconde est connectée à la barre principale AC BUS 2 en temps normal, et à la barre « essentielle » en secours.

La source de secours est désormais électrique ; la RAT ne permet plus de fournir une puissance hydraulique. De cette manière, on ne trouve plus de dispositif de type CSM/G pour convertir l'énergie hydraulique en électricité. En secours, la RAT électrique vient alimenter la barre AC ESS BUS, mais aussi les barres bus EHA 1 et 2 de manière à fournir la puissance aux commandes de vol.

Le réseau continu 28 V de l'A380 comprend une fonction permettant d'éviter les coupures de courant sur ce réseau. Cette fonction est obtenue par un couplage permanent des batteries aux barres DC. Les TRU utilisés dans les précédents avions sont remplacés par des BCRU (Battery Charge Rectifier Unit), lesquels permettent d'alimenter les barres DC et de gérer la charge des batteries. Trois bus continus sont utilisés en fonctionnement normal : DC BUS 1, 2 et DC ESS BUS. Ces barres bus sont alimentées respectivement par les BCRU 1, 2 et ESS.

La fonction de démarrage du groupe auxiliaire APU est réalisée comme sur les avions « conventionnels », grâce à un TRU et une batterie dédiés. Le démarrage par la batterie doit être assuré en cas de perte totale des moteurs.

I.2.2.2 Puissance des équipements

Le Tableau I.1 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.1 : Puissance approximative des systèmes de génération d'un avion 300 passagers.

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.2.2.3 Fonctionnement en perte de génération électrique normale

La perte des VFG entraîne le déploiement automatique de la RAT. Quelques secondes sont nécessaires avant la mise en service de celle-ci. Les batteries assurent la fonction de tampon pour les équipements électriques jusqu'à la disponibilité de la RAT. Ensuite, celle-ci alimente directement en courant alternatif les bus « essentiels » AC, puis DC via le BCRU « essentiel ». On notera que seules les batteries BAT 1 et BAT ESS sont utilisés en secours électrique. La batterie BAT 2 est laissée de côté.

En phase d'approche au sol de l'avion, les performances de la RAT chutent. Cela dit, elle reste utilisée jusqu'à l'atterrissage. Ce n'est qu'une fois au sol, lorsque la vitesse avion est insuffisante pour obtenir des performances de la RAT satisfaisantes, que les

batteries sont pleinement mises à contribution pour l'instrumentation électronique, et ce jusqu'à l'arrêt de l'avion et l'évacuation des passagers.

Dans ce cas de panne, l'énergie hydraulique reste disponible grâce aux moteurs. Cela permet de garder l'usage de certains consommateurs hydrauliques, soulageant d'autant la RAT électrique. De plus, la propulsion étant maintenue, la vitesse de l'avion est conséquente, permettant à la RAT d'avoir de bonnes performances.

I.2.2.4 Fonctionnement en perte totale des moteurs

Avec la perte supplémentaire de l'hydraulique, la RAT doit maintenant assurer la fourniture de puissance pour les actionneurs des commandes de vol. Pendant la durée transitoire nécessaire à la mise en service de l'éolienne, les batteries n'assurent pas l'alimentation des actionneurs de commande de vol. En effet, les batteries et l'onduleur (STAT INV) ne sont dimensionnés que pour fournir l'énergie nécessaire à quelques équipements électroniques tels que les calculateurs. Durant cette phase, les commandes de vol sont actionnées par les vérins hydrauliques, qui sont utilisables quelques secondes après la panne, comme cela sera abordé en paragraphe IV.5.

Comme pour la perte des générateurs uniquement, la RAT décroche lors de l'atterrissage, imposant le passage du réseau électrique sur batteries uniquement. Par contre, ne disposant plus des pompes hydrauliques des moteurs, le freinage des roues est réalisé grâce à des accumulateurs hydrauliques locaux, près des trains d'atterrissage.

I.2.2.5 Mission de vol en secours

Le passage en dernier secours électrique est supposé intervenir lors d'un vol en croisière. Cela constitue un cas très défavorable, car il est nécessaire de ramener l'avion au sol.

Que ce soit en cas de perte totale moteur ou simplement de la génération électrique, on distingue deux phases très différentes au cours du vol. La première s'effectue à haute vitesse et haute altitude, alors que la panne vient de se produire. La seconde se passe à plus basse vitesse et plus basse altitude, jusqu'à l'atterrissage. La transition entre ces deux phases de vol est marquée par la sortie des becs réalisée manuellement par le pilote. Cette commande a pour but de préparer l'avion à l'atterrissage. La source électrique de secours étant de faible puissance, cette action déleste automatiquement certains équipements, et remet sous tension des appareils nécessaires à l'achèvement du vol. Ceci est destiné à optimiser le bilan énergétique vis-à-vis de l'énergie disponible.

La mission de secours finalement retenue pour nos études est celle concernant la perte totale des moteurs intervenant en vol de croisière. Ce cas est plus défavorable que le cas de perte de génération normale, car le premier comprend systématiquement ce second cas. La Figure I.7 donne un exemple de cette mission en dernier secours.

Il est important de remarquer que l'APU n'est pas utilisé dans cette mission. N'étant pas un générateur de secours, il est supposé ne pas démarrer, malgré plusieurs tentatives de démarrage.

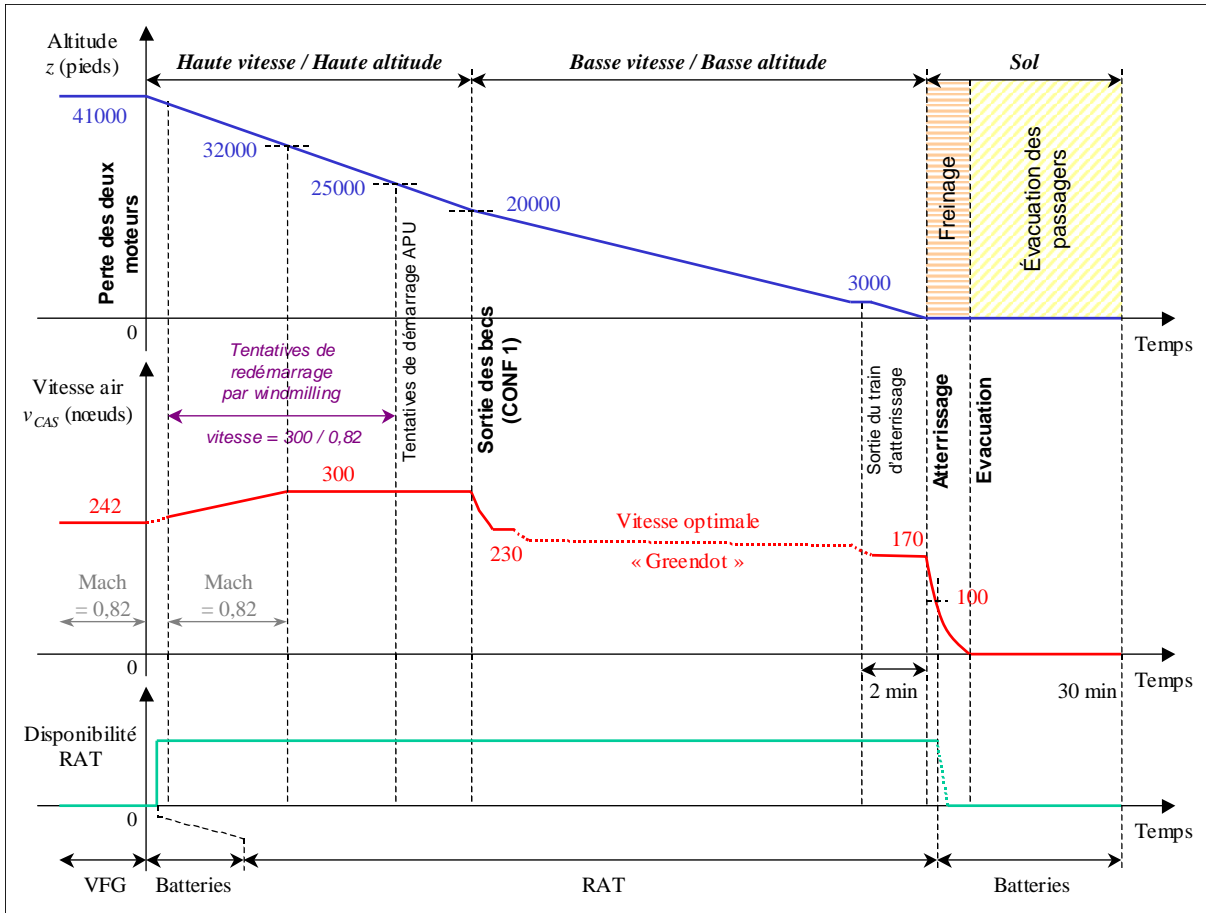


Figure I.7 : Mission type en cas de perte totale des moteurs intervenant en vol de croisière. (Allures de l'altitude et de la vitesse données à titre indicatif, [RC°3] § 3.)

Un scénario de trente minutes est tracé, depuis la perte totale des moteurs intervenant en croisière, jusqu'à l'atterrissage et l'évacuation de tous les passagers. Ce scénario réaliste est toutefois donné à titre indicatif, car il peut être différent suivant les conditions atmosphériques, le pilotage, la masse initiale de l'avion, etc. Ces trente minutes correspondent à une des durées les plus importantes d'une telle mission de secours. Il s'agit donc d'un des cas les plus critique pour le dimensionnement des générateurs de secours.

I.2.3 Bilan des réseaux de secours utilisés par Airbus

En secours, l'alimentation des commandes de vol est primordiale. Sur des avions « conventionnels », les commandes de vol sont actionnées par des servocommandes hydrauliques. Une génération de secours hydraulique est donc indispensable, en plus d'une génération électrique pour l'instrumentation de vol.

Sur un avion « plus électrique », seuls les circuits électriques sont disponibles en secours (perte totale des moteurs). Les actionneurs de commande de vol à puissance électrique imposent une génération électrique conséquente.

Le cas le plus significatif pour notre étude est celui s'intéressant à une perte totale des moteurs en vol de croisière, dans le cadre d'un avion « plus électrique ». En effet, la tendance pour les prochaines années est à l'augmentation de l'utilisation de l'électricité à bord des avions.

I.3 Description des réseaux de secours des autres avions

Il est intéressant de compléter l'étude qui vient d'être menée par celles des réseaux de secours utilisés sur différents avions, en dehors de ceux conçus par Airbus. Les conclusions des recherches effectuées à ce propos sont données dans ce paragraphe.

Avions de tailles conséquentes

Tous les avions Airbus possèdent une RAT comme générateur de secours, y compris les premiers A300 et A310. Pour l'A380 et le futur programme militaire A400M, la philosophie d'avion « plus électrique » n'a fait que remplacer la RAT hydraulique par une électrique.

Pourtant, les avions de grande taille n'utilisent pas tous une RAT comme générateur de secours. C'est le cas de l'ancienne gamme Boeing, avec notamment le B747. Pour cet avion, le « windmilling » de la soufflante des moteurs est utilisé pour entraîner des générateurs. Ceci est possible sur ces réacteurs de conception ancienne, mais l'effet de « windmilling » est insuffisant avec les réacteurs actuels. Une RAT est installée sur les plus récents B757, B767 et B777. D'ailleurs, sur ce dernier, la RAT possède une génération mixte hydraulique/électrique.

Une ou plusieurs batteries sont toujours utilisées en secours. Elles ne sont pas dimensionnées pour fournir une puissance importante. Elles permettent de délivrer une électricité minimale pendant des périodes transitoires.

Avions de petites dimensions

Une différence de taille intervient par rapport aux gros porteurs. Ces derniers sont servocommandés, et utilisent donc une énergie autre que celle du pilote. Sur les avions de petites dimensions, le pilote peut actionner directement les surfaces de commande de vol. C'est le cas des avions ATR. Typiquement, la frontière entre les avions avec ou sans servocommandes se situe aux alentours de 100 passagers.

Pour les avions de tailles intermédiaires mais servocommandés, un mode non-assisté peut être adopté en secours, laissant de côté les servocommandes à puissance hydraulique. Dans le cas d'une perte de puissance hydraulique, les commandes de vol peuvent alors être actionnées manuellement, grâce aux efforts raisonnables à appliquer sur les gouvernes.

Sur ces avions de petite envergure, l'utilité d'un générateur de secours est moindre que dans le cas de plus grands avions. Il n'y a donc généralement pas de générateur de secours tel que la RAT. Seules des batteries permettent d'apporter l'énergie suffisante pour garantir l'alimentation des équipements « essentiels ».

Concernant les niveaux de tension adoptés sur ces petits avions, ce sont les mêmes que sur les plus gros porteurs. On y trouve fréquemment les 115/200 V AC – 400 Hz et 28 V DC. Pour les plus petits avions, la génération électrique est parfois réalisée directement en 28 V DC. C'est le cas de l'Embraer EMB145, qui possède un réseau quasi-exclusivement en courant continu.

I.4 Sources de secours candidates

Avant de proposer diverses sources de secours, il est important de préciser les contraintes liées à l'utilisation de la génération électrique de secours. Le choix des sources devra donc tenir compte des points suivants :

- **Disponibilité immédiate** : après une défaillance de l'avion, la ou les sources de secours doivent pouvoir être opérationnelles suffisamment rapidement pour ne pas risquer de perdre le contrôle de l'avion.
- **Disponibilité à basse vitesse** : la ou les sources de secours doivent rester actives pendant et après l'atterrissage, jusqu'à l'évacuation des passagers.
- **Testabilité** : de façon à être sûr de sa disponibilité en cas de besoin, la ou les sources doivent être contrôlables périodiquement. A titre d'exemple, il est difficile de vérifier le bon fonctionnement du système actuel avec RAT. Il est contrôlé uniquement au sol, et tous les quelques milliers d'heures.
- **Maintenabilité** : la source doit pouvoir être entretenue aisément.

Actuellement, la quasi-totalité des sources de secours utilisées en aéronautique se résume aux deux sources suivantes :

- RAT ;
- batteries d'accumulateurs électrochimiques.

Il est bien sûr possible d'imaginer de nombreuses autres sources électriques. Seules les sources les plus pertinentes seront mentionnées. Ces sources candidates peuvent être classées en deux catégories :

- sources d'énergie ;
- sources de puissance.

La première catégorie concerne les sources capables de fournir une certaine puissance pendant longtemps. On parle alors de sources d'énergie, car elles peuvent mettre à disposition une énergie importante. La RAT est un excellent exemple de source d'énergie, puisqu'elle peut fournir une certaine puissance tant que l'avion est en vol.

La seconde catégorie concerne les sources permettant de fournir une certaine puissance pendant un temps assez court devant la durée considérée. On parle alors de sources de puissance. A titre d'exemple, les batteries peuvent être vues comme des sources de puissance à l'échelle d'une mission de vol (trente minutes en secours dans notre cas Figure I.7) car elles peuvent être déchargées en quelques minutes seulement.

La notion de source d'énergie et de puissance est assez subjective. Un même équipement peut être considéré comme une source d'énergie ou de puissance suivant l'application. Cela dépend de l'horizon de temps auquel on s'intéresse. En reprenant l'exemple des batteries considérées comme sources de puissance dans l'avion, elles seraient vues comme source d'énergie si l'on s'intéressait à un horizon de quelques secondes seulement. En effet, des batteries ne peuvent se décharger totalement en quelques secondes. Elles sont donc « à énergie élevée » sur cette durée.

Cette vision des sources dans le domaine temporel est importante, car leur choix en dépend. Un exemple en est donné dans ce rapport lors du choix des sources

d'hybridation au paragraphe III.2. Pour le moment, considérons la frontière entre les sources d'énergie et de puissance autour de l'horizon de la mission en secours, soit une durée supérieure à trente minutes.

I.4.1 Sources d'énergie

Les sources d'énergies qu'il est possible d'embarquer dans l'avion sont peu nombreuses. Hormis les traditionnels générateurs RAT et APU, la pile à combustible pourrait être envisagée.

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.

Il existe une variante des piles à combustible se rapprochant des batteries d'accumulateurs. Il s'agit des piles Métal-Air, aussi appelées piles thermiques [ASB04]. Elles utilisent un métal et non l'hydrogène. Ce métal est généralement l'aluminium ou le zinc et elles fonctionnent à température ambiante (inférieure à 80 °C). Elles permettent une mise en fonctionnement beaucoup plus rapide que les autres types (inférieur à quelques secondes). En effet, il suffit d'injecter un liquide dans le cœur de la pile pour obtenir la réaction. Cependant, pour pouvoir fonctionner pendant plusieurs heures en secours, une grande quantité de combustible est nécessaire, ce qui entraîne une masse importante. D'autre part, bien qu'il s'agisse d'un matériau inerte vieillissant peu, la logistique concernant la gestion du combustible serait contraignante pour les compagnies aériennes. De même, la testabilité est impossible sans entraîner un remplacement du combustible.

Malgré le faible intérêt que présente l'APU en secours, il est important de préciser que des technologies alternatives à celle traditionnellement employée existent. En effet, le principal défaut de l'APU utilisé est sa difficulté à démarrer en altitude. Or, des démarreurs rapides existent pour les APU de petite taille. D'ailleurs, des technologies d'APU fonctionnant à l'hydrazine, et non au kérosène, ont été développées pour le spatial [NASA]. Un groupe de secours de type APU pourrait donc être utilisé, avec un réservoir de carburant dédié. Cependant, l'hydrazine est un produit très toxique à manipuler avec précaution. Cela ne facilite pas son utilisation dans un avion civil, où les coûts de maintenance doivent sans cesse être réduits. De plus, ce type d'APU ne semble pas compétitif en terme de masse.

I.4.2 Sources de puissance : stockage

Les sources de puissance considérées à l'échelle de la mission de vol sont en réalité des moyens de stockage d'énergie. D'une manière non-exhaustive, elles sont au nombre de trois :

- les batteries d'accumulateurs ;
- les supercondensateurs, ou supercapacités ;
- les accumulateurs cinétiques, ou volants d'inertie, ou roues à inertie (« flywheels »).

Les sources utilisant l'air comprimé, l'hydraulique, ou même le stockage magnétique avec supraconducteurs (Superconducting Magnetic Energy Storage – SMES) ne sont pas envisagées. Seules les composants électrochimiques ou électromécaniques cités ci-dessus nous paraissent intéressants.

La Figure I.8 permet de situer les différentes sources dans un plan puissance-énergie massiques. On parle souvent de plan de RAGONE [TC00]. Les piles à combustible avec réservoirs d'hydrogène et d'oxygène y figurent également, mais l'on remarque leur prédisposition à fournir une énergie élevée et une puissance faible par rapport aux autres moyens de stockage. La Figure I.9 donne également un aperçu des moyens de stockage dans le plan énergie-puissance. Il y figure le temps de cyclage (charge/décharge) qu'il est possible d'obtenir avec chaque technologie. Ainsi, un supercondensateur accepte des cycles de charge et décharge cent fois plus rapides que ceux des batteries d'accumulateurs.

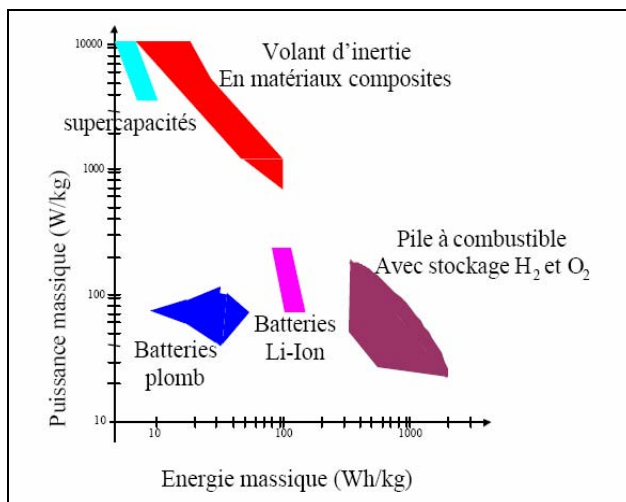


Figure I.8 : Placement des différents moyens de stockage dans un plan puissance-énergie [RS04].

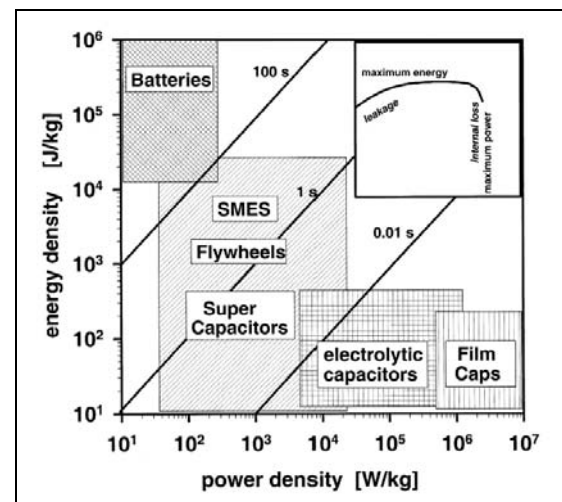


Figure I.9 : Placement des différents moyens de stockage dans un plan énergie-puissance [TC00].

Batteries d'accumulateurs

Les batteries d'accumulateurs actuellement utilisées en aéronautique sont de type **cadmium-nickel** (Nickel-Cadmium : Ni-Cd). Elles sont bien plus performantes que les batteries au **plomb**.

La tendance pour les années à venir est la mise en service de batteries **lithium-ion** (Li-Ion). Cette technologie offre un meilleur rendement énergétique que les

précédentes. A capacité égale, le gain sur la masse et le volume est quasiment d'un facteur deux par rapport aux accumulateurs Ni-Cd. En contrepartie, la gestion de la charge et de la sécurité de ces accumulateurs est plus complexe que les précédents. En effet, lors d'une association en série de plusieurs accumulateurs Li-Ion, des dispositifs doivent être mis en œuvre pour équilibrer la charge de chaque élément. Cela est peu contraignant en terme de masse, mais demande une attention particulière lors de la conception.

Une autre technologie d'accumulateurs performants est le **nickel-hydrogène** (Ni-H₂). Leur mise en œuvre est malheureusement très coûteuse car elle impose une excellente qualité de fabrication et de bons matériaux. En effet, l'hydrogène est mis sous pression à plusieurs dizaines de bars. Ces accumulateurs étaient jusqu'à lors très utilisés dans le spatial, mais l'apparition du Li-Ion, d'une énergie massique comparable, pourrait les faire disparaître.

Enfin, les accumulateurs **nickel-métal hydrure** (Nickel-Metal Hydride : Ni-MH) se situent entre les Ni-Cd et les Li-Ion. Ils ne présentent pas d'intérêt particulier face aux Li-Ion en termes de performances.

Supercondensateurs

Les supercondensateurs sont capables de fournir des puissances très importantes, mais ont une capacité à stocker l'énergie relativement faible, comme le montrent la Figure I.8 et la Figure I.9. Ils sont très intéressants pour les applications de charges et décharges rapides, autour de la seconde. Cette technologie est fiable, largement utilisée dans de nombreux domaines, tels que la traction ferroviaire, l'automobile, et prochainement le spatial.

Roues à inertie

Ces accumulateurs cinétiques se présentent sous forme d'une roue généralement accouplée à une machine électrique (synchrone). Des vitesses de rotation très élevées (jusqu'à 100 000 tr/min) permettent d'obtenir de faibles masses et encombrements.

Les roues à inertie sont à situer entre les batteries d'accumulateurs et les supercondensateurs, même si elles sont plus proche de la catégorie de ces derniers. Comme visible sur la Figure I.9, ces éléments s'utilisent plutôt avec des temps de cyclage de l'ordre de la seconde, tandis que les batteries expriment au mieux leurs performances sur des temps de l'ordre de la centaine de seconde. Ces roues à inertie présentent de nombreux avantages. Elles sont compactes, faiblement affectées par la température, et requièrent moins de maintenance que les batteries [EERE]. De plus, elles tolèrent des décharges complètes, ce qui n'est pas le cas des batteries et de certains supercondensateurs. L'inconvénient majeur de cette technologie est le manque de retour d'expérience. Pas ou peu d'applications embarquées de petite puissance existent actuellement, même si des projets et des prototypes sont en cours de mise au point, notamment en traction ferroviaire.

I.4.3 Bilan des sources candidates

Dans la catégorie des sources à forte énergie massique, la RAT est une candidate privilégiée. De par la grande expérience acquise à son sujet, elle constitue une source sûre dans les esprits et dans les faits. Elle prend donc un avantage certain par rapport

aux autres sources candidates, d'autant que ces dernières ne présentent pas un intérêt flagrant.

En outre, les performances obtenues avec une RAT sont bonnes, avec une masse et un encombrement faible. De plus, la source primaire d'énergie, l'air, est garantie tant que l'avion est en vol et évite tout réservoir de combustible. En contrepartie, le choix de l'emplacement de la RAT est assez contraignant car les critères aérodynamiques sont importants. Le dernier point négatif est la difficulté à tester la RAT, ce qui induit un risque de panne cachée pouvant influencer sur la disponibilité de la génération de secours.

Les sources de puissance les plus intéressantes, à notre sens, sont les batteries d'accumulateurs, les supercondensateurs et les roues à inertie. Ces deux dernières offrent des caractéristiques et des performances relativement proches. Les supercondensateurs pourraient être privilégiées dans un premier temps de part leur plus grande maturité.

Les batteries offrent l'avantage de stocker une énergie importante, les plaçant en fait à mi-chemin entre les sources d'énergie et de puissance. Lors de la réalisation des batteries, les fabricants peuvent favoriser, dans une faible mesure, les performances en énergie ou en puissance. Les batteries actuellement utilisées sur avion sont conçues dans l'optique « puissance ». Cela s'explique car elles sont dimensionnées pour subvenir aux démarrages très puissants du groupe APU. Là encore, l'expérience sur les batteries en aéronautique pourrait favoriser leur utilisation.

Enfin, une utilisation conjointe de batteries d'accumulateurs et de supercondensateurs peut s'envisager, à l'instar des projets récents en traction automobile et ferroviaire.

I.5 Vers une « hybridation » du réseau de secours électrique

Ce paragraphe propose une amélioration du réseau de secours à travers la mise en place d'une hybridation des sources électriques. Elle concerne les avions possédant un secours électrique conséquent tel que l'A380. Cette proposition d'amélioration, dont les différents aspects sont mentionnés ici, sera revue de manière approfondie au Chapitre III.

I.5.1 Problématique

La source électrique de secours actuellement employée sur un avion « plus électrique » type A380 est une turbine éolienne entraînant un générateur électrique par l'intermédiaire d'un multiplicateur de vitesse : la RAT.

Le principe du réseau électrique de secours actuel est relativement simple. Les diverses charges électriques « essentielles » sont directement alimentées par le générateur de la RAT. Dans cette configuration, la RAT fournit la totalité de la puissance nécessaire au bon fonctionnement des charges électriques (cf. Figure I.10). Elle doit donc être dimensionnée selon le « pire des cas » (cas dimensionnant) correspondant à la plus forte demande de l'ensemble des consommateurs.

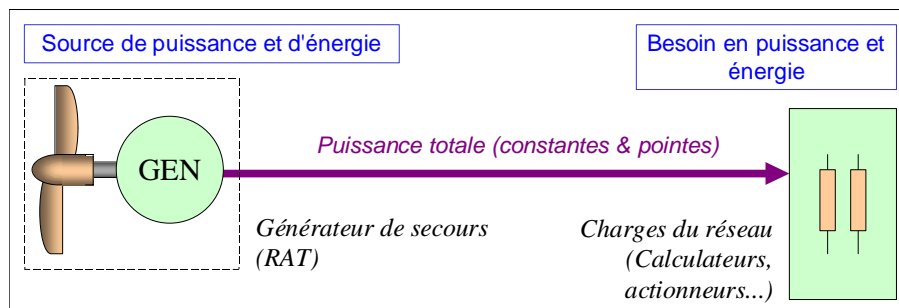


Figure I.10 : Principe du réseau de secours actuel d'un avion « plus électrique ».

Les charges à alimenter en dernier secours électrique peuvent être différenciées selon deux types :

- les charges absorbant une puissance quasi-constante dans le temps (calculateurs, etc.) ;
- les charges fluctuantes absorbant une puissance variable au cours du temps (principalement les actionneurs de commande de vol à puissance électrique).

Les charges fluctuantes représentent une part importante de la puissance consommée en secours. Elles engendrent des pics atteignant approximativement la valeur de la puissance des charges constantes, soit un taux maximal de fluctuation de 50 %.

La RAT est ainsi surdimensionnée par rapport à la puissance moyenne requise par les charges. L'idée est alors de suppléer cette source par une seconde source, de sorte à dimensionner la turbine au plus juste et à réduire son encombrement et sa masse.

I.5.2 Structure par hybridation 'source d'énergie'-'source de puissance'

Puisque la puissance fluctuante est élevée, il est intéressant d'hybrider deux types de sources [OL05³] [MYA03] :

- une source d'énergie : capable de fournir au moins la puissance moyenne absorbée par l'ensemble des charges ;
- une source de puissance : capable de fournir les pointes de puissance absorbées par les charges fluctuantes.

La RAT joue le rôle de source d'énergie dans le sens où elle est capable de délivrer une puissance au moins égale à la puissance moyenne désirée pendant un temps correspondant à l'ensemble de la mission de vol en secours.

La source de puissance est réalisée par un élément de stockage, tel que batteries d'accumulateurs, supercapacités, volant d'inertie, ou par l'association de plusieurs éléments de stockage (exemple : batteries-supercapacités) (cf. Figure I.11). Cette source est apte à fournir des puissances importantes pendant de courtes durées vis-à-vis de la mission de vol en mode secours. Dans la majorité des cas, un convertisseur statique est nécessaire pour associer un élément de stockage à la RAT.

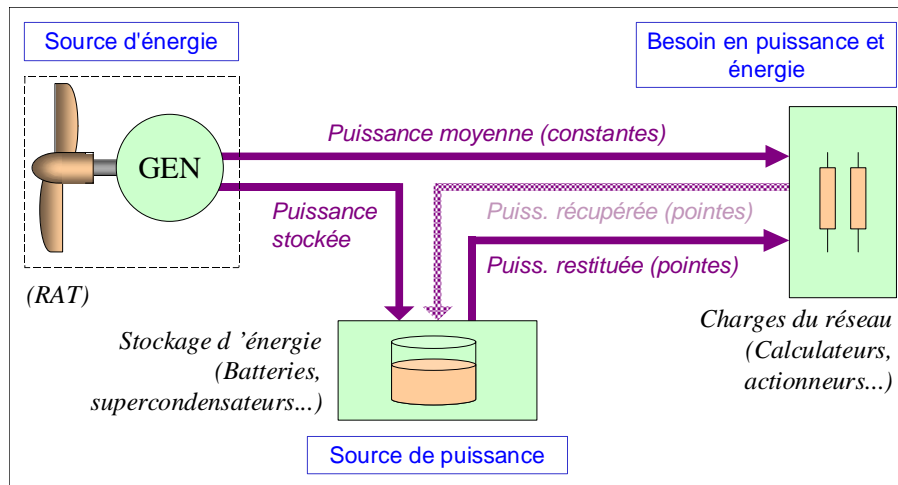


Figure I.11 : Principe du réseau de secours « hybride » avec élément de stockage.

Ce principe reste valable quelle que soit la source d'énergie. Cette dernière peut être une RAT, une turbine type APU fonctionnant au kérosène ou à l'hydrazine entraînant un générateur électrique, une pile à combustible, etc.

Cette architecture hybride peut aussi bien s'appliquer dans le cas d'un réseau de bord continu qu'alternatif. Cependant, suivant les configurations, le convertisseur statique requis au niveau de la source de puissance (stockage) peut s'avérer plus complexes, lourds, encombrants et coûteux avec un réseau alternatif.

I.5.3 Gestion d'énergie par filtrage harmonique

Le principe général de la gestion des flux d'énergie et de la charge de l'élément de stockage peut tout d'abord consister à réaliser une fonction de filtrage passe-haut, grâce à l'association de l'ensemble 'élément de stockage'-'chaîne de conversion statique', et grâce à une commande adaptée. De cette façon, la puissance de stockage est nulle en valeur moyenne sur un temps à peine supérieur à l'inverse de la fréquence de filtrage choisie. Ce procédé efficace permet donc de filtrer les pointes de consommation sans se préoccuper, en valeur moyenne, de l'état de charge du stockage. En pratique, le système supposé initialement chargé se décharge pendant les pointes de puissances consommées par la charge. Entre ces pointes, l'élément se recharge en prélevant l'énergie nécessaire à la RAT, qui fournit la puissance moyenne consommée ainsi que les pertes.

Contrairement à la RAT seule, cette structure hybride est réversible en puissance. Il est donc également envisageable de récupérer de l'énergie du réseau vers l'organe de stockage. En effet, il est possible d'exploiter la réversibilité en puissance de certaines charges, les actionneurs en particulier. Cependant, ces actionneurs doivent être conçus pour exploiter cette réversibilité. En pratique, cette réversibilité s'applique donc de préférence au cas d'un réseau de bord de l'avion en (haute) tension continue.

I.5.4 Optimisation de puissance

Dans la structure de base de la Figure I.10, la RAT définit la tension du réseau. En conservant ce principe, la RAT garde ses propriétés de source de tension dans la structure avec stockage de la Figure I.11. L'organe de stockage fonctionne donc en source de courant, en imposant un courant variable en fonction des pointes de puissance à fournir.

Il est néanmoins possible d'imaginer d'inverser les propriétés des sources, en demandant au moyen de stockage d'imposer la tension au réseau et à la RAT d'imposer son courant lentement variable (cf. Figure I.12).

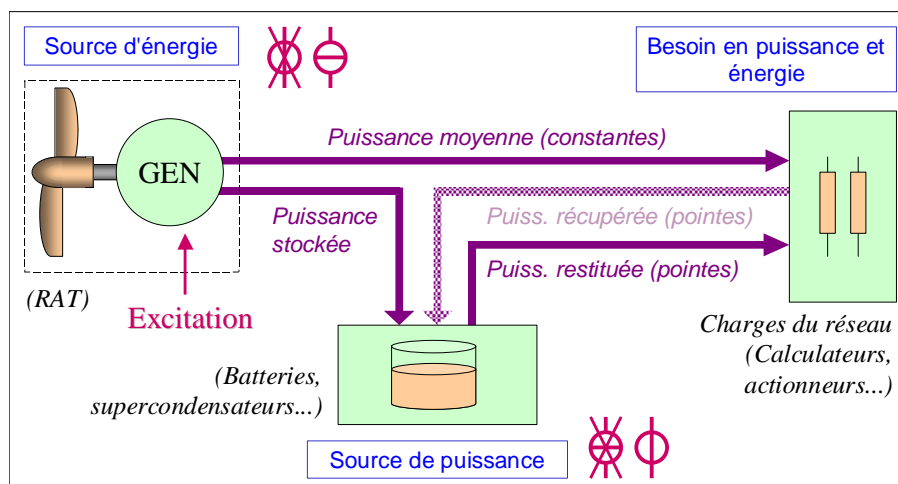


Figure I.12 : Principe du réseau de secours « hybride » avec élément de stockage et optimisation de puissance RAT.

Cela ne modifie pas les transferts de puissance. En revanche, cela libère un degré de liberté sur le générateur de la RAT : le courant d'excitation, auparavant ajusté pour réguler la tension réseau. Puisque cette tension ne doit plus être imposée par la RAT, le

réglage du courant d'excitation permet de se placer au point de fonctionnement optimal sur la caractéristique couple-vitesse de la turbine. Il est alors possible de réaliser une fonction d'optimisation de la puissance fournie par la turbine (stratégie MPPT : Maximum Power Point Tracking).

La plus value apportée par cette inversion des types de sources est l'optimisation de l'énergie générée par la RAT, et ainsi une diminution des dimensions de cette dernière.

I.5.5 Points forts de l'hybridation des sources

Pour conclure, les avantages que présente une structure hybridant plusieurs sources de natures différentes peuvent être résumés de la manière suivante :

- Structure et principe :
L'hybridation d'une source de puissance et d'une source d'énergie permet de tirer le meilleur parti de chacune d'entre elle. L'intérêt réside dans le dimensionnement au plus juste de la source primaire d'énergie. Cela est particulièrement vrai dans le cas où celle-ci est une Ram Air Turbine, puisque ses dimensions seraient réduites, facilitant ainsi son intégration dans l'avion, qui constitue actuellement son principal défaut.
- Contrôle-commande :
La gestion d'énergie de l'ensemble par filtrage harmonique offre une grande efficacité, une simplicité de commande, et un maintien de l'état de charge du moyen de stockage. Ceci assure la disponibilité de la source de puissance.
- Optimisation éolienne :
Dans le cas d'une Ram Air Turbine, une stratégie d'optimisation de l'énergie éolienne permet de la dimensionner au plus juste. Ceci est rendu possible grâce à l'inversion des propriétés des sources : la tension du réseau doit être imposée par la source de puissance (stockage), et le courant imposé par la source d'énergie (Ram Air Turbine).
- Optimisation consommateurs :
Grâce au système de stockage, la récupération d'énergie par les actionneurs de commande de vol pendant les phases de fonctionnement générateur est envisageable. Cela s'intègre parfaitement dans le cas d'un réseau en courant continu, et permet de réduire les dissipations thermiques dans le circuit ballast des actionneurs.

I.6 Conclusion

Les systèmes de secours actuellement utilisés reposent sur des solutions techniques qui évoluent peu et se retrouvent quasiment à l'identique sur différentes générations d'avions. Ils dépendent principalement de la taille de l'avion en question. L'apparition des avions « plus électriques » implique cependant quelques changements d'architecture réseau. L'augmentation progressive de la part d'énergie électrique exigera ainsi une restructuration complète du réseau « normal » et également du réseau « secours ».

Les moyens actuellement mis en œuvre en secours seront donc dépassés par ces bouleversements du réseau. Il sera nécessaire de mettre en place des solutions plus adaptées aux nouveaux avions. Dans cette optique, la proposition d'évolution vers un système de génération hybride du paragraphe I.5 apporte une première réponse. L'utilisation d'un moyen de stockage judicieusement associé à un générateur de type Ram Air Turbine (RAT) semble prometteuse. Elle sera précisément étudiée au cours du Chapitre III. Les moyens de stockage candidats sont des batteries d'accumulateurs, des supercondensateurs ou même des roues à inertie. Un gain global en masse pourrait être obtenu.

Au cours de cette étude, il est important de se préoccuper des interactions avec le réseau normal. Un impact important pourrait être occasionné dans le cas de l'adoption d'un réseau de secours particulier, comprenant par exemple une partie en courant continu 270 V, ou un réseau secours couplé à des fonctions annexes (démarrage APU, etc.). Une attention particulière doit être portée sur la ségrégation entre systèmes de génération principale d'une part, et systèmes de génération de secours, d'autre part : aucun défaut, électrique ou mécanique, ne doit affecter simultanément ces deux types de systèmes. Cet aspect sera abordé au cours du Chapitre IV.

Pour mener à bien nos recherches, il est indispensable de définir un avion de référence. Cet avion devra être représentatif d'un avion « plus électrique », avec un réseau et des dimensions connues. Cependant, des libertés devront être laissées sur le réseau afin de tester différents types d'architectures. La modélisation du réseau de secours complet est alors indispensable, et fait l'objet du Chapitre suivant.

Chapitre II

Méthodes d'étude et modélisation systémique du réseau de secours

Bien que le réseau de secours soit relativement simple au regard du réseau de bord complet, son étude exige une méthodologie typique d'une approche de « conception systémique ». Une telle démarche consiste, dans un contexte hétérogène et interdisciplinaire, à appréhender globalement les interactions « systèmes », et à rendre compte de la capacité des choix effectués par le concepteur à remplir correctement la mission.

Il est tout d'abord nécessaire de cibler les besoins de notre étude à partir des objectifs recherchés. Nous cherchons ici à proposer des architectures réseau, et à dimensionner puis gérer la génération et la distribution électrique, afin de parvenir à un gain en terme de masse et éventuellement d'encombrement. Il est en particulier indispensable de bien connaître la consommation de chaque équipement électrique utilisé en secours et ses caractéristiques, notamment en terme de fluctuations.

De nombreux équipements ont une consommation relativement stable dans le temps, et ne posent donc pas de difficulté de caractérisation. En revanche, certains équipements sont beaucoup plus complexes à analyser. Il s'agit en particulier des actionneurs de commande de vol, principalement des actionneurs électro-hydrostatiques (EHA) dont la consommation est à la fois élevée mais aussi assez brève vis-à-vis de la mission de vol en secours (consommateurs fluctuants). Ce sont donc d'excellents candidats à « la réduction de masse » du réseau dans la mesure où, comme nous le montrons dans ce mémoire, des gains potentiels existent en terme de dimensionnement (cf. § I.5).

La modélisation de tels équipements est utile afin de les appréhender plus facilement. Dans le cas d'un actionneur, il est nécessaire d'obtenir un modèle destiné à l'analyse de sa consommation d'électricité. L'information essentielle désirée est le profil de puissance absorbée par cet actionneur dans le cadre d'une mission de vol dimensionnante.

Concernant la génération électrique de secours, la modélisation des sources est également importante. Une fois les modèles de sources réalisés, il est possible de les confronter aux modèles de charges précédemment évoqués.

Cette confrontation a lieu au cours de simulations « systèmes » réalisées à l'aide d'outils informatiques. La représentation globale d'ensembles complexes sur un temps typique d'une mission de vol dimensionnante pose le problème crucial de la modélisation « à moindre coût ». Il est en effet indispensable de consentir à des hypothèses simplificatrices, mais non-simplistes et justifiées, au regard des principaux critères de conception à optimiser. Obtenir le modèle « juste assez précis » pour un contexte de conception donné est un exercice délicat largement abordé dans cette partie du mémoire.

Ce Chapitre présente les choix qui ont été réalisés pour l'étude et la modélisation du réseau de secours électrique. Ensuite, la modélisation d'un actionneur type EHA est détaillée, ainsi que celle d'une source de type RAT. La démarche de redimensionnement par l'emploi de relations de similitudes sera ensuite présentée. Enfin, la mission de l'avion en dernier secours fera l'objet d'un paragraphe dédié, au même titre que les équipements utilisés pour la remplir.

Les modèles « énergétiques orientés conception » présentés dans ce Chapitre permettront par la suite de mener de nombreuses études en relation avec le sujet de la présente thèse. Une analyse critique de la démarche de modélisation systémique fait également partie intégrante de ce Chapitre.

II.1 Intérêt des méthodes et de la modélisation

Le choix d'une méthode de modélisation doit être effectué en fonction de l'application et de l'objectif de conception poursuivi. Une multitude de modèles peut être envisagée pour représenter un même système physique. Le type et la complexité du modèle dépendent du type et de la finesse des résultats attendus. Il convient d'adopter celui susceptible d'apporter une réponse juste assez précise vis-à-vis du besoin : « chaque chose doit être aussi simple que possible, mais non-simpliste » (A. EINSTEIN).

Ainsi, un modèle complexe fournira des résultats riches, exploitables sur un large domaine de validité. Il sera en revanche long à mettre en place, parfois difficile à associer aux modèles des éléments environnants (la robustesse des solvers « systèmes » tels que *Saber* est d'autant moins avérée que la complexité augmente) et coûteux en terme d'utilisation (temps de traitement informatique lors d'une simulation logicielle). Un modèle « simple » fournira des résultats moins complets, parfois moins précis, mais pourra s'avérer suffisant selon l'objectif de conception. Il sera de plus simple à implémenter, à utiliser et surtout à analyser. L'adaptation du modèle à l'application et aux objectifs désirés est donc très importante afin d'obtenir le traitement le plus simple possible tout en permettant de fournir les informations essentielles.

Ceci passe le plus souvent par la définition d'une « gamme de modèle » plutôt qu'un « modèle universel », avec l'idée d'utiliser « le bon modèle au bon moment ».

Classification Airbus des niveaux de modélisation

Au sein d'Airbus, quatre niveaux de modélisation sont distingués pour les systèmes électriques des avions, comme le montre la Figure II.1 [LR03] [LR05]. Le plus haut niveau est « **architectural** ». Il est utilisé simplement pour effectuer un bilan des consommations de chaque équipement électrique, en régime permanent. Le second est le niveau « **fonctionnel** », et prend en compte les aspects dynamiques intervenant sur les réseaux, mais ne tiens pas compte des formes d'onde des tensions et courants. Seule « l'enveloppe » de ces variables est considérée. Le troisième niveau de modélisation est le niveau « **comportemental** », qui est représentatif des phénomènes transitoires d'une manière précise, en s'intéressant aux commutations, aux harmoniques, etc. Enfin, le plus fin est le niveau « **composant** ». Il détaille précisément chaque composant d'un système ou d'un sous-système. Un modèle de ce niveau n'est pas destiné à être intégré dans un modèle complet de réseau, et n'est pas directement exploité par Airbus.

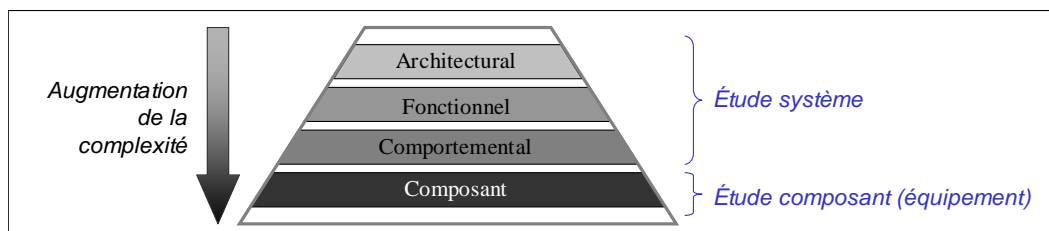


Figure II.1 : Classification des niveaux de modélisation Airbus.

Afin de réaliser des études homogènes, il est usuel d'associer des modèles de même niveau dans une simulation logicielle. Cependant, suivant les variantes des

niveaux de modélisation, il est parfois possible d'associer des modèles de niveaux différents.

La définition de ces niveaux est propre au processus Airbus et vise à standardiser l'approche de modélisation. Cette classification sera adoptée dans la suite de ce manuscrit. En revanche, elle n'est pas universelle, et peut être contestée à l'égard des autres classifications rencontrées.

Autre classification des niveaux de modélisation

Il est possible d'imaginer une classification, ou plutôt une vision, des niveaux de modélisation différente. Au LEEI, la vision des niveaux est tout autre de celle d'Airbus. En reprenant l'image pyramidale de la Figure II.1, les niveaux de modélisation seraient, par ordre croissant de complexité :

- modèle « comportemental » : il transcrit le fonctionnement d'un système, mais n'a pas de lien avec la physique ; il peut être réalisé à l'aide de schéma blocs ou de fonctions de transferts par exemple, et est souvent dédié à la mise au point du contrôle-commande ;
- modèle « de conception » : il se rattache davantage à la physique que le précédent, en respectant autant que possible les phénomènes réels ;
- modèle « physique » : il est réalisé en prenant en compte chaque constituant du système réel ; il est de ce fait équivalent à un modèle « **composant** » de la classification Airbus.

Finalité du modèle

Les deux classifications sont donc totalement différentes. Cela dit, elles ne s'opposent pas, mais se complètent en définissant finalement deux centres d'intérêt :

- la classification Airbus s'intéresse aux résultats que fournit le modèle, mais pas à la manière dont il est réalisé (hormis le niveau « composant ») ;
- la classification LEEI s'intéresse à la manière dont est réalisé le modèle, choisie en fonction des résultats que l'on attend de lui.

Ainsi, à titre d'exemple, un modèle destiné à une simulation « **comportementale** » au sens d'Airbus peut tout à fait être un modèle « comportemental », « de conception », ou même « physique » au sens du LEEI.

II.2 Besoin en terme de modélisation dans le cadre de l'étude du réseau de secours

De façon générale, la définition par Airbus des modèles d'équipements électriques se situe dans un objectif de validation/certification des constituants dans leur environnement système. On vérifie par exemple, en simulation puis expérimentalement, qu'un équipement satisfait les normes de qualité lorsqu'il est raccordé au réseau de bord.

La présente étude se situe quant à elle dans un objectif de conception, si bien qu'il s'agit ici de disposer de modèles liés aux grandeurs énergétiques, véritablement orientés « conception système », c'est à dire des modèles dont la structure et le paramétrage sont intimement reliés à la physique des phénomènes. Il faut également s'assurer qu'un modèle est facilement interfaçable dans un réseau complet, et par ailleurs susceptible de répondre à des évolutions dimensionnelles.

L'utilisation simple et directe de modèles déjà en notre possession s'est avérée plutôt inadaptée aux objectifs de modélisation systémique du réseau secours en vue de sa reconception. Ainsi, par exemple, nous avons pu constater que des modèles d'équipements (RAT et EHA) parfaitement opérationnels séparément, étaient difficiles, voire impossibles, à interfacer dans le contexte global du réseau secours. En plus de celles évoquées ci-dessus, c'est une des raisons qui nous a poussé à consentir un effort important sur la tâche de modélisation.

Le besoin suivant la classification Airbus des niveaux de modélisation

Dans un premier temps, les simulations du réseau de secours avion doivent s'intéresser aux échanges d'énergie et de puissance entre les différents équipements. Ces simulations permettront de dimensionner les sources électriques nécessaires au bon fonctionnement des fonctions « essentielles ». En outre, différents types de source ainsi que d'architecture du réseau pourront être testés au cours de ces simulations. Le niveau de modélisation nécessaire pour ces études correspond au niveau **architectural** décrit en Figure II.1.

De manière à choisir les sources de la génération de secours, un pas de simulation de l'ordre du dixième de seconde serait souhaitable. Ce pas, relativement fin pour des simulations de haut niveau, est indispensable afin de dimensionner un moyen de stockage par exemple. Suivant la dynamique des puissances transitant sur le réseau électrique, des supercondensateurs peuvent être préférés aux batteries, ou inversement. La modélisation requise pour ces choix correspond au niveau **fonctionnel** de la Figure II.1.

Ensuite, des simulations plus fines permettant l'observation de phénomènes tels que les perturbations harmoniques et la stabilité réseau pourraient être mises en place. Le niveau de modélisation requis correspondrait alors au niveau **comportemental** de la Figure II.1.

Bilan préliminaire : modélisation en « Bond Graph » et « DC équivalent »

Nous détaillerons dans la suite de ce Chapitre l'approche de modélisation finalement retenue pour cette étude. Il s'agit en particulier de la méthode Bond Graph,

d'une part, et d'une représentation équivalente en courant continu, d'autre part. Le premier choix est lié au caractère unifiant offert par la vision Bond Graph qui permet, comme cela sera illustré avec l'exemple de l'actionneur EHA, de représenter les parties électriques, mécaniques et hydrauliques de façon analogue. La vision énergétique offerte par ce formalisme, la représentation des relations de causalité ainsi que la liaison entre les paramètres des éléments du graphe et les phénomènes physiques sous-jacents sont autant d'atouts qui nous ont poussé à adopter le Bond Graph. Nous illustrerons aussi, dans ce Chapitre, la question du passage du formalisme Bond Graph au formalisme circuit électrique équivalent, ceci afin de permettre l'utilisation du solveur de simulation *Saber* imposé par l'avionneur.

II.3 Aperçu des classes de méthodes

Pour mener à bien les simulations, différentes approches de modélisation sont imaginables. En ce qui concerne la représentation des échanges « énergie-puissance (e-p) », les idées sont les suivantes :

- représentation sous forme de **tableau** ;
- représentation sous forme de **schéma blocs** ;
- représentation sous forme de **schéma électrique équivalent « e-p »**.

Afin de se rapprocher de la physique énergétique, il est possible de considérer une représentation type « effort-flux » (respectivement « tension-courant » dans le domaine électrique, « force-vitesse » en mécanique, etc.). Dans ce cas, les valeurs d'énergies et de puissances seraient déterminées à partir des variables d'effort et de flux :

$$puissance = effort \cdot flux \quad (II.1)$$

$$énergie = \int puissance \cdot dt \quad (II.2)$$

Plusieurs solutions de ce type sont imaginables, parmi lesquelles seront évoquées :

- représentation sous forme de **schéma électrique conventionnel** ;
- représentation sous forme de **Bond Graph**.

Les représentations précitées permettent de réaliser des simulations temporelles. Les régimes statiques et dynamiques peuvent alors être traités. Dans le cas d'un intérêt simplement porté sur les régimes statiques, la méthode par calcul de répartition des charges (plus communément appelée « Load Flow ») serait intéressante. Cette méthode est particulièrement adaptée à l'étude statique des réseaux, et ne considère pas les régimes transitoires. Elle permet d'obtenir les tensions en chaque nœud et les courants dans chaque branche d'un réseau. Les transferts de puissance peuvent ainsi être facilement obtenus grâce à cette méthode. Son principal avantage est sa rapidité de traitement ; l'abstraction de l'aspect temporel permet un gain de temps conséquent par rapport aux simulations temporelles. (Cf. [FB05] § 3.2.1.)

II.3.1 Représentations « énergie-puissance (e-p) »

Ces représentations consistent en le traitement direct des informations « énergie » et « puissance » du réseau.

Le premier type de représentation est très simpliste, en réalisant des opérations directement dans un **tableau**. Les possibilités de traitement et d'analyse sont relativement nombreuses avec l'utilisation d'un logiciel tel que *Excel*.

La représentation en **schémas blocs** s'effectue dans le domaine du « signal », par opposition au domaine « puissance » tel qu'un circuit électrique par exemple. Chaque consommateur peut être représenté par un bloc contenant les informations de puissance. Un logiciel se prêtant à cette solution est *Matlab-Simulink*, qui offre de nombreuses fonctionnalités.

La dernière représentation se présente sous forme de **schéma électrique équivalent « e-p »**. Le principe repose sur la pseudo-analogie « tension – énergie » et « courant – puissance ». Chaque source et chaque consommateur peuvent être modélisés par des sources de puissance qui se somment algébriquement. Dans un schéma équivalent électrique, cela se traduit par des sources de courant mises en parallèles. Il est possible de faire apparaître les énergies consommées par chaque source grâce à des capacités unitaires. En effet, connaissant l'expression de l'énergie (II.2), elle s'obtient par la mesure de la tension capacité du schéma électrique. En poussant peu à peu la réflexion, cette représentation montre ses limites. La loi des nœuds est parfaitement conservée dans le domaine des puissances, l'analogie « courant – puissance » est donc tout à fait correcte. Par contre, l'analogie « tension – énergie » ne s'applique que dans certains cas particulier, car la loi des mailles ne s'applique pas aux énergies, interdisant ainsi toute mise en série dans le circuit. La validité de cette méthode de modélisation se limite aux mises en parallèle de tout élément. L'intérêt de cette méthode paraît donc très restreint.

L'inconvénient de ces représentations « e-p » est l'absence de prise en compte de l'influence de la source sur les consommateurs. En effet, il est uniquement possible de sommer les puissances ou énergies des charges. On obtient ainsi les besoins globaux en puissance et en énergie permettant de dimensionner la ou les sources de secours. Une fois ces sources choisies et dimensionnées, il n'est pas possible de valider leur bon fonctionnement dans le système. De la même manière, il est impossible de mesurer l'effet d'une source mal dimensionnée sur les consommateurs. Typiquement, une source sous-dimensionnée implique des chutes de tension du réseau ; il peut être intéressant d'en observer l'impact sur le fonctionnement des équipements.

II.3.2 Représentations « effort-flux »

II.3.2.1 Représentation sous forme de schémas électriques conventionnels

Le schéma électrique représente directement le domaine concerné, en faisant apparaître les variables « tension » et « courant ». Les valeurs des puissances et énergies peuvent être directement calculées à partir des tensions, courants, et du temps. Le logiciel de simulation utilisé serait *Saber*, couramment utilisé à Airbus.

Cette solution a l'avantage, mais aussi l'inconvénient, de reposer sur la représentation des variables « tension » et « courant ». En effet, dans un premier temps, les variables pertinentes sont uniquement les puissances et énergies. Le traitement des variables « tension » et « courant » implique donc un travail additionnel. En contrepartie, les tensions et courants apportent un niveau de précision supplémentaire puisque ces deux jeux de variables ne sont pas totalement découplés. Par exemple, une pointe de puissance peut entraîner une variation de tension réseau, laquelle va immédiatement influencer sur la pointe de puissance en question.

Dans le but de simplifier la représentation « circuit » d'un réseau alternatif polyphasé, on peut envisager un schéma équivalent monophasé ou même une représentation en courant continu équivalent. Cela permet d'éviter de manipuler des modèles d'équipements triphasés et simplifie le couplage sources-charges. Dans la mesure où la tension du réseau est imposée par une, et une seule, des sources électriques, chaque consommateur peut être très simplement modélisé de manière à être vu par le réseau comme une source de courant (dont l'amplitude varie au cours du temps). Ce point sera abordé lors de la modélisation du réseau, au paragraphe II.4.1.

II.3.2.2 Représentation sous forme de Bond Graphs

Le formalisme Bond Graph (ou graphe de lien) permet une représentation des transferts de puissance et d'énergie. Il repose sur la représentation des variables généralisées « effort » et « flux » dont le produit représente justement la puissance échangée sur un lien. Le Bond Graph se présente sous forme graphique. Sa particularité et son principal point fort est sa faculté à uniformiser la représentation des échanges énergétiques dans des domaines différents : électrique, mécanique, hydraulique, etc. Il est pour cela très favorable à la modélisation de systèmes multidomains. Il se prête donc plutôt bien à la représentation de notre problème pour lequel les domaines électrique, mécanique et hydraulique cohabitent. Le logiciel couramment utilisé au LEEI permettant d'effectuer des simulations à partir de schémas Bond Graph est *20-sim*.

L'Annexe B donne une description générale et détaillée de ce formalisme. Rappelons simplement ici qu'un Bond Graph est constitué par des éléments de type différents, reliés entre eux par des demi-flèches. Celles-ci véhiculent les deux informations « effort » et « flux » correspondants respectivement à la tension et au courant dans le domaine électrique. Les valeurs des puissances et énergies peuvent être calculées à partir des variables connues (efforts, flux) et de leur évolution dans le temps.

A noter que les relations de cause à effet (causalité) sont graphiquement représentées sur le Bond Graph alors que ces notions pourtant essentielles au plan énergétique n'apparaissent pas aussi distinctement sur un schéma électrique. Ces notions ouvrent des perspectives intéressantes en terme d'analyse systémique, voire de dimensionnement [GG03].

Le Bond Graph reste un outil intéressant qui pourrait être utilisé dans les études locales d'équipements mutidomains tels que les actionneurs électro-hydrostatiques, ou EHA, ayant une chaîne de conversion électrique-mécanique-hydraulique-mécanique. En outre, le « passage » d'une représentation en schéma électrique vers le Bond Graph s'effectue très facilement.

II.3.3 Choix de la méthode de modélisation : « schéma électrique conventionnel » et « Bond Graph »

Le traitement direct des variables d'énergie et de puissance ne semble pas suffisant pour notre étude car il ne permet pas de mettre en évidence le respect des contraintes de qualité réseau (ondulation de tension...). Cependant, un simple bilan de puissance sera réalisé lors des prédimensionnements des sources de secours, correspondant au niveau de modélisation **architectural** (cf. § II.1).

Il paraît donc nécessaire de traiter séparément les variables d'effort et de flux (respectivement tension et courant en électricité), à partir desquelles la puissance puis l'énergie sont facilement déductibles et qui permettent de visualiser les conditions de stabilité et de qualité réseau.

Pour la représentation du domaine électrique, le schéma électrique conventionnel sera adopté dès les premières simulations du réseau de secours. Il permet en effet de prendre en compte toutes les informations importantes (variations de tension, influence

du type de source sur les charges, etc.). Il reste simple, facile d'approche, et pourra être directement mis en œuvre sur le logiciel *Saber*.

En complément, le formalisme Bond Graph sera adopté dès lors qu'il s'agira de modéliser des systèmes multiphysiques du réseau de secours. Sa représentation physique multidomaine offrant une bonne vision des transferts de puissance, il devrait apporter un plus en terme de dimensionnement des sources électriques. Précisément, dans une logique de conception pouvant amener à redimensionner certains éléments du système, le fait de garder, comme dans le Bond Graph, un lien assez direct entre éléments du modèle et phénomènes physiques est aussi un atout intéressant que ne possède pas une représentation comportementale du type fonction de transfert par exemple.

Dans la « classification Airbus », le niveau de modélisation finalement adopté avec ce choix de méthode adresse plutôt le niveau **comportemental**. Néanmoins, il sera possible d'évoluer vers des niveaux de simulation plus ou moins élevés (respectivement **composant** ou **fonctionnel**) selon les besoins du concepteur. En effet, comme nous le verrons dans les exemples qui suivent, le formalisme Bond Graph et la représentation type circuit électrique permettent d'évoluer largement dans la « granularité » des modèles, du plus simple au plus raffiné.

II.4 Modélisation du réseau

La modélisation du réseau est à considérer avec intérêt, car chaque constituant venant s'y raccorder doit être compatible avec le format de modélisation globalement adopté. Après le choix du type de modélisation, le recensement des diverses charges utilisées en secours est présenté.

II.4.1 Description du type de modélisation

Selon le paragraphe précédent, la représentation globale retenue est de type « effort-flux » établie sous forme de schéma électrique conventionnel, afin d'assurer la compatibilité avec le solveur *Saber*. Nous proposons d'adopter de surcroît le courant continu équivalent au courant alternatif triphasé utilisé dans les réseaux de bord.

Les réseaux électriques embarqués en aéronautique évoluant vers l'utilisation en tout ou partie du courant continu (réseaux HVDC, réseaux mixtes), cette représentation équivalente s'avère d'autant plus réaliste. Outre la volonté de simplifier les modèles, c'est surtout cette dernière remarque qui nous a porté vers le choix d'une représentation équivalente en courant continu du réseau « secours », suffisamment pertinente sur le plan énergétique.

Après réflexion, un niveau de tension continu égal à 270 V a été adopté avantageusement, car il fait partie des futurs standards potentiels pour les réseaux de bord d'avions. La raison est très simple ; le redressement des tensions triphasées 115/200 V permet d'obtenir directement une tension continue de 270 V.

Cela signifie que tous les équipements seront modélisés de manière à être utilisés sous une même tension de 270 V DC, qu'ils fonctionnent en réalité sous 115/200 V AC ou sous 28 V DC.

Le choix des modèles en courant continu plutôt qu'en alternatif s'explique également par la plus grande simplicité d'utilisation de ces modèles. En particulier, les phénomènes à la fréquence réseau (360...800 Hz) ne sont plus obligatoirement pris en compte, permettant de réduire considérablement les temps de simulation. En effet, le pas de calcul du simulateur ne doit plus être adapté à la période des tensions et courants du réseau alternatif.

En contrepartie, des imprécisions apparaissent du fait de la non-représentation de certains phénomènes par le courant continu. Ce dernier fait en effet abstraction de la puissance réactive et du facteur de puissance des charges. Selon les cas, il peut être nécessaire d'en tenir compte lors de leur modélisation. En particulier, les machines tournantes à courant alternatif posent des problèmes d'équivalence, comme cela sera évoqué lors de la modélisation de la RAT (cf. § II.6.3.1).

Du point de vu du réseau, la disparition des notions de puissance réactive et de facteurs de puissance est peu gênante. Dans la majorité des cas, le simple fait de considérer la puissance apparente en volts-ampères (VA) au lieu de la puissance active en watts (W) est suffisant. Sur un avion « plus électrique » type A380, la plupart des consommateurs n'absorbent pas ou très peu de puissance réactive, car il s'agit de charges résistives ou possédants un pont de diode en tête.

II.4.2 Bilan des charges

Ce paragraphe recense les différentes charges qui peuvent être alimentées en dernier secours. Ces charges dites « essentielles » sont décrites d'une manière non-exhaustive, et sont regroupées par type de consommateur.

La vision de ces charges peut être distinguée suivant le type d'avion³. Sur un avion « conventionnel », l'énergie hydraulique est fortement représentée, en particulier pour les charges puissantes. Sur un avion « plus électrique » tel que décrit en paragraphe I.2.2, l'énergie hydraulique est quasiment absente du réseau de secours. Le recensement des consommateurs d'un avion « conventionnel » est tout d'abord présenté pour introduire celui d'un avion « plus électrique » et marquer les évolutions.

II.4.2.1 Avion « conventionnel »

Les principales charges hydrauliques et électriques à alimenter en secours sont montrées sur la Figure II.2.

Les sources hydrauliques alimentent les plus gros consommateurs, à savoir les actionneurs de commande de vol et les freins des roues. En cas de perte de la génération principale uniquement, les sources hydrauliques sont les pompes entraînées par les moteurs. En cas de perte totale des moteurs, la génération hydraulique de secours est obtenue par la RAT, excepté après l'atterrissage ou celle-ci n'est plus disponible. La source hydraulique utilisée pour le freinage des roues est alors constituée par des accumulateurs hydrauliques locaux.

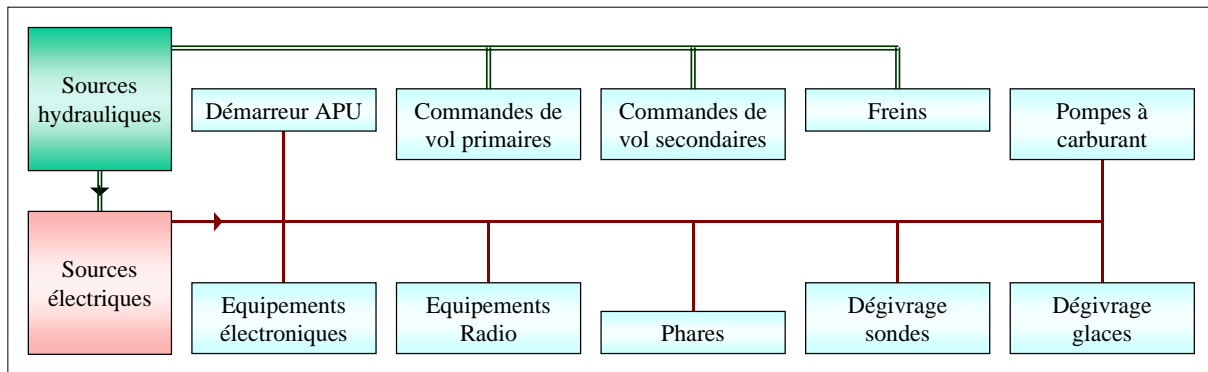


Figure II.2 : Charges électriques et hydrauliques « secours » d'un avion « conventionnel ».

Les équipements électriques sont alimentés par deux types de sources : les batteries ou le générateur CSM/G, lui-même alimenté par l'hydraulique.

II.4.2.2 Avion « plus électrique »

Pour un avion « plus électrique » possédant un réseau de secours entièrement électrique, le schéma à considérer est celui de la Figure II.3. Les charges « essentielles » à alimenter en dernier secours sont identiques à celles précitées. Seuls les actionneurs de commande de vol et de freinage changent d'énergie, en devenant électriques. Il n'y a désormais plus de charges hydrauliques.

³ Ces charges ont été détaillées dans les rapports de contrat [RC°2] [RC°3].

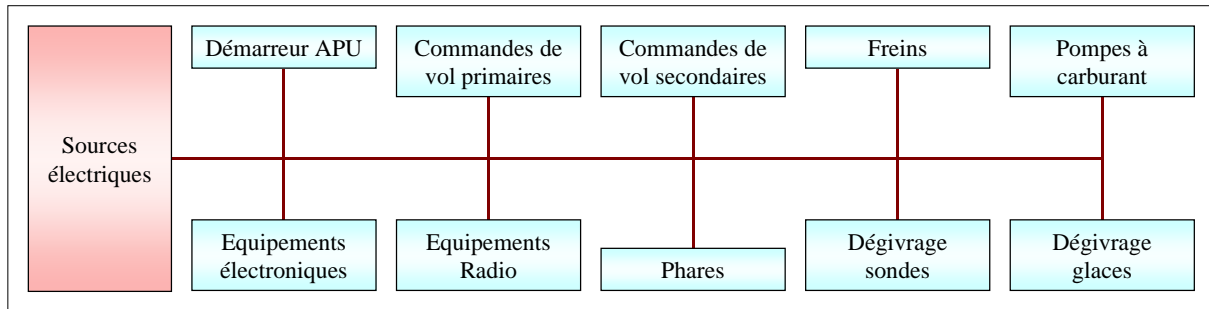


Figure II.3 : Charges électriques « secours » d'un avion « plus électrique ».

La majeure partie de ces équipements est actuellement alimentée à partir du réseau triphasé 115/200 V AC. Seule une partie des équipements électroniques et radio sont connectés au réseau 28 V DC.

Installation des équipements dans l'avion

Ce paragraphe donne une vue de l'implantation des équipements utilisés en secours, qu'ils constituent le système de génération ou bien les consommateurs. L'intérêt de cette « cartographie » de l'avion est de rendre compte des difficultés éventuelles d'intégration des équipements dans l'avion. En outre, ces informations seront utiles lorsque l'on s'intéressera au choix d'architecture du réseau de secours, et au dimensionnement des câbles.

La Figure II.4 montre les organes de génération et distribution de secours dans l'avion⁴. Seules certaines lignes électriques sont représentées. Les organes faisant l'interface entre les générateurs et les consommateurs sont appelés cœurs électriques. Ces cœurs comprennent les dispositifs de coupure et de protection. L'ensemble des transferts de puissance électrique transite par ces cœurs.

⁴ Le circuit de démarrage de l'APU a été représenté sur ce schéma bien qu'il soit en réalité un consommateur à part entière.

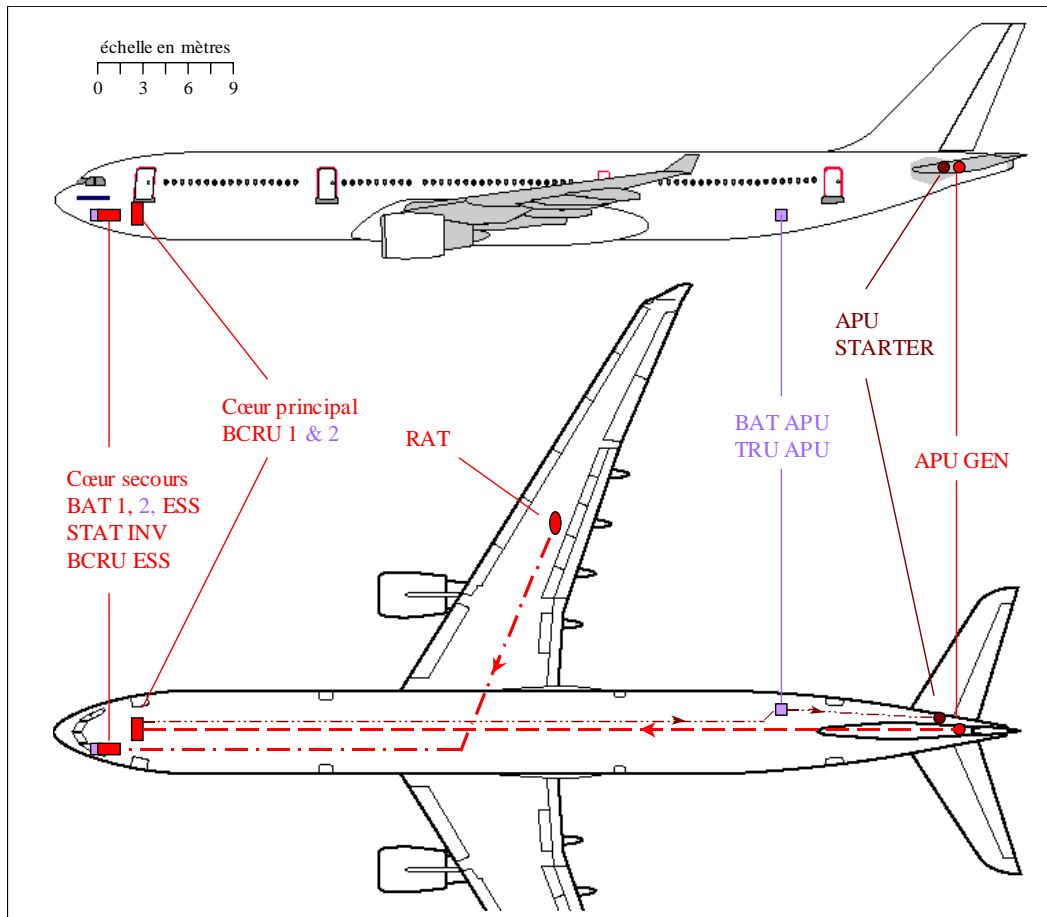


Figure II.4 : Implantation des composants de la génération de secours d'un avion « plus électrique » ayant les dimensions d'un A330-300.

Le même type de schéma est réalisé pour les consommateurs utilisés en secours, que ce soit en perte de génération électrique normale ou en perte totale des moteurs (cf. Figure II.5).

Tous les actionneurs électriques des commandes de vol y sont représentés. Les actionneurs hydrauliques disposés sur les surfaces possédant déjà un actionneur électrique sont également placés pour information. Ceci permet de visualiser les redondances réalisées pour les commandes de vol. En effet, deux actionneurs par surface permettent d'assurer la commandabilité de l'avion en cas de défaillance d'un des actionneurs. Par contre, les actionneurs hydrauliques déplaçant les surfaces non-utilisées en secours ne sont pas disposés sur le schéma (volets et la plupart des spoilers).

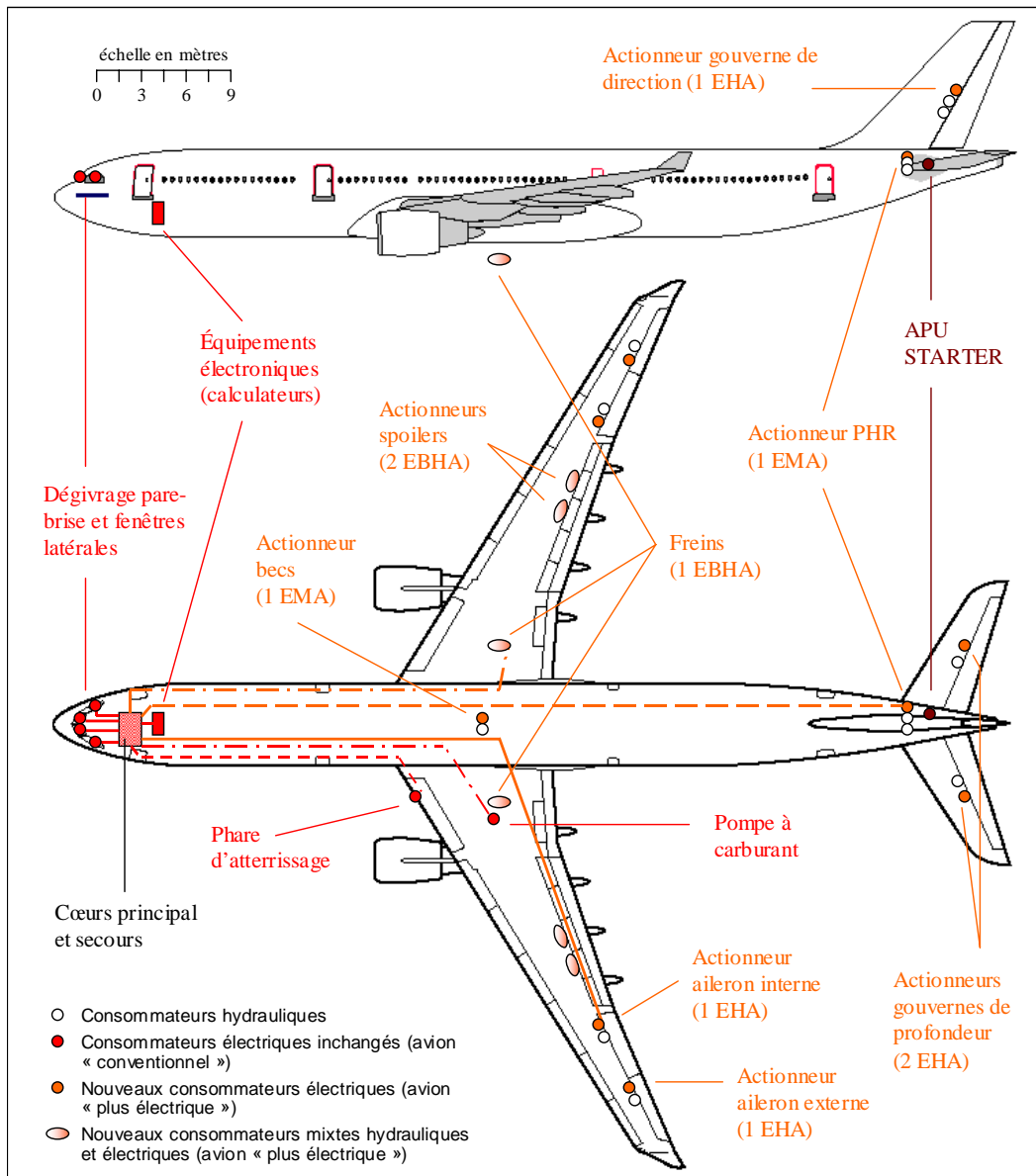


Figure II.5 : Implantation des consommateurs du réseau de secours d'un avion « plus électrique » ayant les dimensions d'un A330-300.

Certains câbles d'alimentation sont représentés sur cette Figure II.5, afin d'illustrer les longueurs de câble importantes pouvant être mises en place entre les cœurs et certaines charges.

Consommation des charges

La plupart des charges utilisées en dernier secours peuvent être considérées comme constantes. En effet, les équipements électroniques (calculateurs) et les éléments de dégivrage absorbent une puissance constante dans le temps, et pendant une longue période de la mission de secours. Les systèmes plus intermittents, comme les pompes à carburant, les équipements radio et les phares absorbent une puissance constante lorsqu'ils sont utilisés. Sur une échelle de temps relativement courte, de quelques secondes, il est alors possible de considérer ces charges comme constantes.

Certaines charges sont cependant très variables au cours du temps. Il s'agit en particulier des actionneurs de commande de vol, du démarreur du groupe APU et des freins. Ces deux derniers sont assez contraignant, car ils requièrent une puissance élevée, mais très ponctuelle au cours de la mission (cf. Figure I.7). Le démarreur APU sera utilisé uniquement en début de mission secours, juste après la perte de la génération ou des moteurs. Le freinage des roues sera réalisé en fin de mission, juste après l'atterrissage. Quant aux commandes de vol, elles demandent une puissance très fluctuante, dépendant des conditions de vol, et ce pendant la quasi-totalité de la mission.

Ces charges variables seront traitées ultérieurement, car elles nécessitent une attention particulière. En revanche, les charges considérées constantes peuvent être tout simplement supposées absorber une puissance fixe dans le temps, sur l'ensemble de la durée de la mission. Cela est d'autant plus justifié qu'il n'y a pas de gain en dimensionnement attendu avec ces charges constantes en imaginant la génération de secours hybride du paragraphe I.5. On estime globalement cette consommation fixe à la valeur de 20 kVA. Cela revient à considérer une puissance de 20 kW en courant continu équivalent.

II.4.3 Choix finaux de modélisation : « Bond Graph », « circuit électrique » et « DC équivalent »

Le type de modélisation retenu est une combinaison du schéma électrique conventionnel et du Bond Graph. Le premier permet de réaliser des simulations du réseau sous *Saber*. Le Bond Graph permet quant à lui de modéliser des systèmes multidomains en raisonnant directement sur les phénomènes physiques.

Comme mentionné auparavant, il est aisé de transcrire un schéma électrique en Bond Graph. Par le même mécanisme, il est aussi possible, moyennant certaines règles relatives à l'affectation de la causalité, de transcrire un Bond Graph en schéma électrique. Cette particularité est très intéressante, car elle permettra d'utiliser indirectement un modèle Bond Graph sous *Saber*, après l'avoir transcrit en schéma électrique équivalent mutiphysique.

Dans un souci de simplification, le réseau mixte 115 V AC / 28 V DC des avions actuels sera approché par un réseau unique 270 V DC ; ce qui va dans le sens de l'évolution vers les réseaux en tout ou partie HVDC (courant continu « haute tension », au sens de l'aéronautique). Cela permettra de réduire considérablement les temps de simulation. En contrepartie, les simulations ne pourront donner des résultats quantitativement exacts concernant la qualité réseau en AC. La qualité réseau DC pourra cependant être observée, et fournira quelques éléments de réponse, au moins qualitatifs, au sujet des perturbations transitoires du réseau. Le niveau de modélisation n'atteint donc pas le niveau **comportemental**, mais sera cependant plus fin que le niveau **fonctionnel** (cf. § II.1).

Des modèles précis des consommateurs et générateurs restent encore à réaliser. Il est important de disposer de modèles facilement utilisables dans une phase de conception, c'est à dire avec des choix d'architecture, de dimensions et de gestion énergétique non-figés. Pour cela, le Bond Graph est un outil de choix, car il offre la possibilité de construire un modèle proche d'un modèle de conception.

Le Bond Graph a également été retenu pour sa capacité à représenter des dispositifs physiques multidomains. Ce formalisme est donc particulièrement adapté à

la modélisation complète d'un actionneur type EHA dont le développement se justifie également par les points suivants :

- Tout d'abord, il est nécessaire de connaître le besoin en puissance de ces actionneurs, consommateurs typiquement fluctuants, dans des cas dimensionnants de vol. Seul un modèle réaliste d'un actionneur permet d'obtenir le besoin en puissance électrique à partir du besoin aérodynamique sur la gouverne de commande de vol.
- Ensuite, un modèle Bond Graph garantit la réversibilité en puissance. Cela est particulièrement utile dans la mesure où cette réversibilité est envisagée dans le futur. L'utilisation d'actionneurs réversibles permet alors d'estimer la puissance en provenance des gouvernes et qui devrait être réinjectée sur le réseau.
- Enfin, dans le cadre de l'étude du réseau de secours, il est intéressant d'étudier la chaîne complète, de la production d'énergie à son utilisation finale, c'est-à-dire du système de génération jusqu'aux gouvernes. Un modèle Bond Graph d'actionneur offre une bonne vision de la partie 'réseau électrique'-gouverne'. Il est alors possible d'étudier l'influence d'un paramètre du modèle d'actionneur sur l'ensemble du réseau de secours.

Concernant la précision des modèles à réaliser, nous faisons le choix de ne pas reproduire les dynamiques du système ayant des constantes de temps très faibles. Typiquement, les constantes de temps inférieures à quelques millisecondes sont à éviter, car les horizons de simulation envisagés sont de l'ordre de quelques minutes. Cela permettra d'adopter un pas de calcul raisonnable, et ainsi de conserver des simulations rapides, déjà obtenues grâce à l'adoption du courant continu équivalent.

II.5 Modélisation type Bond Graph d'un EHA

L'étude des actionneurs électriques est importante. En dernier recours, ils constituent, sur un avion « plus électrique » type A380, de gros consommateurs et surtout les plus fluctuants et aléatoires en terme de puissance requise.

La majeure partie des actionneurs électriques de commande de vol utilisés sur un avion sont des EHA (Electro-Hydrostatic Actuator). Ces actionneurs permettent un mouvement de translation, tout comme les servocommandes hydrauliques classiques. Sur un avion possédant des commandes de vol à puissance électrique, les EHA sont présents sur les surfaces de direction, de profondeur et de gauchissement [DB03].

Le but est de modéliser cet actionneur sous forme de schéma Bond Graph. La chaîne constituant l'EHA passe successivement des domaines physiques suivants : électrique, mécanique, hydraulique et à nouveau mécanique. Cet aspect multiphysique complexifie la conception d'un modèle et l'analyse d'un système, d'où l'intérêt d'une modélisation en Bond Graph.

Les informations générales sur la constitution et la modélisation d'un EHA sont issues de diverses sources, mais en particulier du LGMT⁵. Les valeurs des paramètres ont principalement été obtenues à partir de données fournisseurs.

La modélisation Bond Graph d'un EHA sera réalisée après une présentation détaillée de la constitution et du fonctionnement d'un tel actionneur. Ensuite, le schéma électrique équivalent au Bond Graph sera généré, permettant de simuler le modèle sous *Saber* et ainsi de le valider⁶.

II.5.1 Constitution d'un EHA

Ce paragraphe rappelle sommairement la constitution et le principe de fonctionnement d'un EHA destiné à l'actionnement de gouvernes d'avions.

Un EHA est équipé d'un vérin hydraulique alimenté par un circuit hydraulique local. Ce circuit est créé par une électropompe alimentée par un ensemble de conversion statique (redresseur et onduleur). Un EHA n'est autre qu'une servocommande hydraulique conventionnelle, sur laquelle est ajouté un moyen propre de génération hydraulique à partir de l'électricité. Des illustrations sont données en Figure II.6 et Figure II.7.

⁵ LGMT : Laboratoire de Génie Mécanique de Toulouse. INSA Toulouse.

⁶ Ce paragraphe s'appuie sur des textes déjà rédigés au cours de la thèse [RC⁴] [OL05].

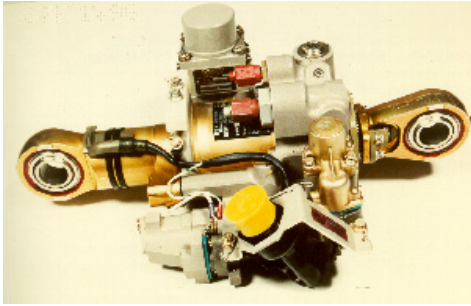


Figure II.6 : Servocommande hydraulique classique « Fly-By-Wire » [DB03].

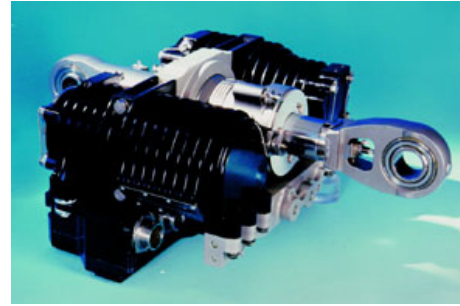


Figure II.7 : Actionneur électro-hydrostatique, ou EHA, « Power-By-Wire » [DB03].

Le schéma classique de l'EHA est donné en Figure II.8. Il s'agit d'un actionneur alimenté par le réseau électrique triphasé 115/200 V AC de l'avion. On trouve tout d'abord un redresseur à diodes permettant d'obtenir un bus continu 270 V. Un condensateur de filtrage permet de limiter les variations de tension sur ce bus. Une résistance de dissipation absorbe la puissance en provenance du vérin lors des phases de restitution de l'actionneur. En effet, la chaîne en aval du bus continu est réversible en puissance, tandis que le redresseur en tête ne l'est pas ; d'où la nécessité de dissiper la puissance récupérée au niveau du bus continu. Ensuite, un onduleur triphasé permet l'autopilote d'un moteur électrique synchrone à aimants permanents. Le moteur entraîne une pompe hydraulique chargée d'alimenter un vérin hydraulique double effet. Le vérin entraîne une surface CdV.

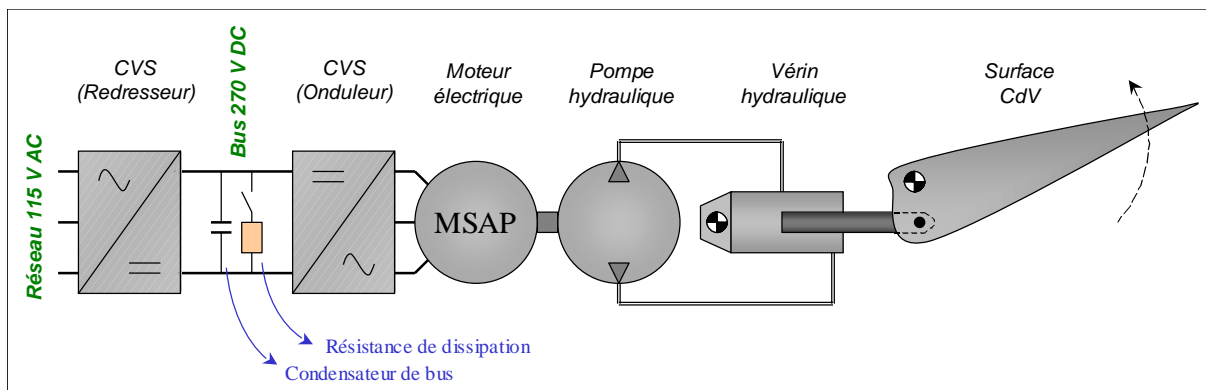


Figure II.8 : Schéma de principe constituant un EHA actionnant une gouverne.

La chaîne complète fait donc intervenir de nombreuses conversions d'énergie, en côtoyant trois domaines physiques différents.

II.5.2 Présentation de l'EHA étudié

La désignation d'EHA employée ici intègre l'ensemble électrohydraulique complet ainsi que sa charge mécanique (cf. Figure II.9). L'actionneur comprend donc :

- la gouverne de commande de vol ;
- la timonerie mécanique couplant la gouverne à l'actionneur ;
- la servocommande hydraulique accouplée à la même gouverne.

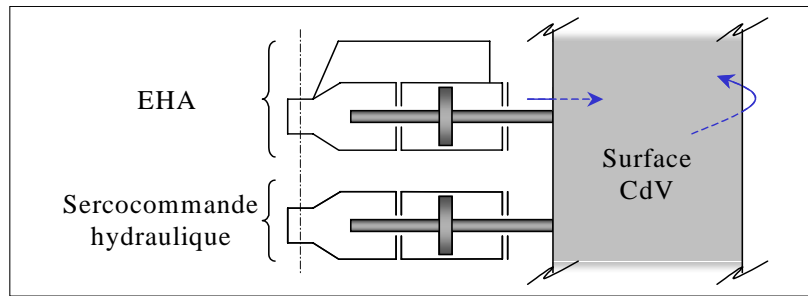


Figure II.9 : Couplage d'une servocommande traditionnelle à l'EHA sur la surface de commande de vol.

La servocommande accouplée sur la même surface de commande de vol est présente pour des raisons de redondance des actionneurs et de distribution. En effet, sur un avion, la plupart des surfaces peuvent être actionnées par deux actionneurs différents, alimentés par deux circuits de puissance différents. Sur un avion possédant une architecture mixte électrique/hydraulique, le couplage d'un actionneur hydraulique à un actionneur électrique est fréquemment effectué.

La partie redresseur permettant d'obtenir la tension continue 270 V à partir du réseau 115/200 V alternatif n'est pas étudiée ici. Utilisant un modèle de réseau équivalent en DC, le modèle de l'EHA sera également utilisé en DC, sans son étage d'entrée AC/DC. Cela permettra en outre d'étudier l'impact de la réversibilité des actionneurs sur le réseau de bord.

A noter que cette simplification réduit considérablement le temps et la complexité de simulation par rapport à une représentation physique d'un redresseur à diodes sur un réseau 400 Hz (ondulations à 2,4 kHz). En contrepartie, les oscillations et les phénomènes de commutation (empiétement) ne sont pas considérés à travers cette simplification.

Le schéma de la Figure II.10 décrit la structure de l'EHA associé à sa gouverne, avec les éléments pris en compte dans la modélisation proposée ci-après. Cependant, cette structure ainsi que les composants de base sont génériques à tous les EHA utilisés pour les commandes de vol [SH99].

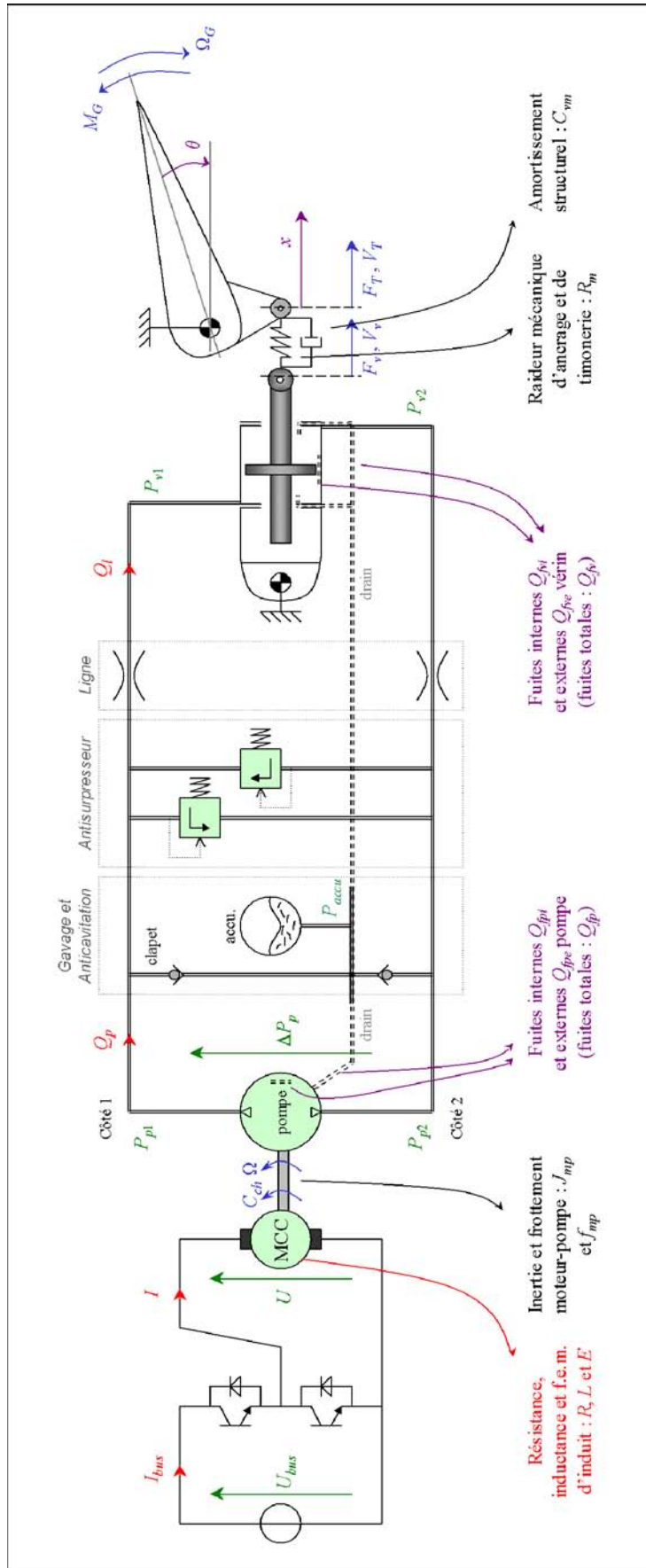


Figure II.10 : Schéma général d'un EHA associé à sa gouverne de commande de vol.

Convertisseur et moteur électrique

Il s'agit en réalité d'un onduleur de tension triphasé alimentant une machine synchrone à aimants permanents. Pour simplifier le modèle, cet ensemble est remplacé par un simple hacheur alimentant une machine à courant continu. Ce nouvel ensemble est énergétiquement équivalent à l'ensemble original.

Pompe hydraulique (de type volumétrique)

Elle est directement entraînée par le moteur électrique à la fréquence de rotation Ω . Elle génère une pression ΔP_p à ses bornes et un débit d'huile, ou de fluide, Q_p . Des fuites externes et internes existent, résultantes d'une étanchéité imparfaite de la pompe et d'écoulements internes dans les différents étages de la pompe.

Vérin hydraulique

Alimenté par la pompe, il permet le déplacement de la gouverne par l'intermédiaire de la timonerie mécanique. Des fuites internes résultent du passage d'une faible quantité de fluide d'une chambre vers un autre. Les fuites externes, très faibles, sont dues aux imperfections d'étanchéité des joints. Deux niveaux de joints sont mis en place. Le premier, contre la chambre, est un joint à grande différence de pression, et ainsi propice aux fuites. Le deuxième, placé contre le premier, est un joint à faible différence de pression, très peu propice aux fuites. Ces deux niveaux permettent de canaliser les fuites entre les deux joints, et de remettre le fluide en circuit.

L'accumulateur hydraulique

Il permet de recueillir l'ensemble des fuites de fluide externes de la pompe (Q_{fpe}) et du vérin (Q_{fve}). Il a également le rôle d'imposer une pression minimale sur le circuit hydraulique ; il fixe le mode commun de pression sur les deux chambres. En cas de nécessité, les clapets de gavage et anticavitation réinjectent du fluide dans le circuit principal.

Lignes hydrauliques

Reliant la pompe au vérin, les canalisations introduisent des pertes de charge en ligne, impliquant une baisse de pression.

L'antisurpresseur (limiteur de pression)

En cas de trop forte différence de pression entre les deux lignes du circuit, l'antisurpresseur laisse passer du fluide directement entre les deux lignes. Cela permet de limiter la pression sur le circuit hydraulique à une valeur $\pm \Delta P_{p\text{ sat}}$.

Ancrage et timonerie mécanique (transmission)

Le vérin déplace la gouverne par l'intermédiaire d'une timonerie mécanique solidaire de la gouverne. La liaison entre la tige du vérin et cette timonerie présente une raideur, ou plutôt une souplesse, mécanique. Il en est de même au point d'ancrage du corps du vérin à la voilure de l'avion. On définit alors une raideur globale d'ancrage et de timonerie R_m telle que :

$$\frac{1}{R_m} = \frac{1}{R_{m\text{ancrage}}} + \frac{1}{R_{m\text{timonerie}}} \quad (\text{II.3})$$

Ce groupement des raideurs entraîne une légère perte de réalisme du modèle. En effet, la mesure de la position est réalisée directement sur le vérin, entre la tige et le corps. Dans le système réel, des mouvements de type oscillatoires peuvent survenir entre le vérin d'une part, et le bâti et la gouverne d'autre part, sans que le capteur ne les perçoivent. Le vérin entier peut osciller entre le bâti et la gouverne sans affecter la mesure. Dans une modélisation groupant ces raideurs, les oscillations vérin-gouverne seront visibles, puisque le vérin est parfaitement ancré au bâti.

Gouverne de commande de vol

Elle est déplacée par le vérin à travers la timonerie. Le bras de levier Bl , donnant la relation entre la force du vérin et le couple (moment de charnière) sur la gouverne, varie légèrement en fonction de la position.

II.5.3 Modèle générique d'EHA en Bond Graph

Le schéma de principe de l'EHA précédemment décrit en Figure II.10 a été exprimé en Bond Graph. Cela a été réalisé à partir des informations générales obtenues au sujet des EHA et de leur modélisation en Bond Graph. Il est rappelé que l'Annexe B présente le formalisme Bond Graph de manière détaillée. Le modèle générique d'un EHA associé à sa gouverne est donné en Figure II.12. Toutes les grandeurs utilisées dans le modèle sont définies à la page 238.

II.5.3.1 Description du modèle générique complet

Le fonctionnement normal correspondant, dans le quadrant moteur, à la fourniture d'énergie du réseau électrique vers la gouverne, la puissance est choisie positive dans ce cas. Cela justifie l'orientation générale des demi-flèches, du bus continu vers la gouverne.

Convertisseur statique : hacheur

Le convertisseur statique est modélisé en valeur moyenne sur une période de « hachage » (découpage équivalent à celui de l'onduleur) par un transformateur modulé (MTF) de rapport de transformation $1/\alpha$. Les relations du hacheur dévolteur sont alors :

$$U = \alpha \cdot U_{bus} \quad (\text{II.4})$$

$$I = (1/\alpha) \cdot I_{bus} \quad (\text{II.5})$$

Les pertes par conduction et par commutation du convertisseur sont prises en compte globalement et de façon très simplifiée en insérant une résistance série côté moteur : l'élément R : R_{η_e} . Sa valeur est calculée pour le point de fonctionnement à puissance maximale. Les pertes engendrées sont donc très approximatives, car généralement inférieures à la réalité lorsque la puissance de fonctionnement devient inférieure à celle pour laquelle le calcul a été effectué. Cependant, cette hypothèse simplificatrice est jugée acceptable dans le contexte de l'étude. En admettant la valeur de tension de bus U_{bus} nominale, celle du courant moteur I maximale, et le rendement du

convertisseur η_{elec} pour ce point de fonctionnement, la résistance de pertes se calcule comme suit :

$$R_{\eta_e} = \frac{U_{bus}}{I} \cdot (1 - \eta_{elec}) \quad (\text{II.6})$$

Moteur à courant continu

Le moteur équivalent à courant continu conserve ses inductance et résistance séries L et R représentées respectivement par des éléments I et R. Ces deux paramètres sont donc placés sur une jonction de type 1. La conversion électromécanique est réalisée par un gyrateur (GY) de rapport de gyration Φ . Les relations suivantes sont obtenues :

$$\Omega = (1/\Phi) \cdot E \quad (\text{II.7})$$

$$C_{em} = \Phi \cdot I \quad (\text{II.8})$$

Les inerties du moteur et de la pompe sont regroupées (J_{mp}), tout comme les coefficients de frottements visqueux (f_{mp}). Ils traduisent une chute de couple, et non une chute de vitesse, d'où le placement sur une jonction 1.

Pompe

La conversion mécanique-hydraulique réalisée par la pompe se modélise par deux TF de rapport de transformation égal à la cylindrée D (côté 1) et D^{-1} (côté 2)⁷. Le couple d'entraînement de la pompe C_{chp} se divise en deux couples C_{chp1} et C_{chp2} , lesquels donnent naissance aux pressions P_{p1} et P_{p2} des chambres 1 et 2. La symétrie du système n'implique en rien des valeurs de ces pressions voisines. C'est au contraire la différence entre ces deux pressions qui permet la création de l'effort du vérin ($P_{p1} - P_{p2} = \Delta P_p$). Les pressions absolues P_{p1} et P_{p2} sont nécessairement au moins égales à la pression atmosphérique, ce qui permet à la pression différentielle ΔP_p de prendre des valeurs positives et négatives.

$$P_{p1} = (1/D) \cdot C_{chp1} \quad (\text{côté 1}) \quad P_{p2} = (1/D) \cdot C_{chp2} \quad (\text{côté 2}) \quad (\text{II.9})$$

$$Q_{pi} = D \cdot \Omega \quad (\text{côté 1}) \quad Q_{pi} = D \cdot \Omega \quad (\text{côté 2}) \quad (\text{II.10})$$

Les fuites internes de la pompe sont matérialisées par un coefficient de résistance hydraulique R : C_{fpi} introduisant un débit de fuites Q_{fpi} en sortie de la pompe. Sur le même principe, les fuites externes, drainées jusqu'à l'accumulateur, sont matérialisées par deux coefficients R : C_{fpe1} et C_{fpe2} créant les débits de fuite Q_{fpe1} et Q_{fpe2} en sortie de pompe.

La raideur hydraulique du fluide contenu dans la pompe est prise en compte par deux éléments C (C : $1/R_{hp1}$ dans la chambre 1 et $1/R_{hp2}$ dans la chambre 2) placés également en sortie de la pompe, côtés 1 et 2. Vu la vitesse de rotation élevée de la pompe, on suppose ces deux coefficients égaux et constants.

Systèmes hydrauliques auxiliaires

Le système de gavage et d'anticavitation peut se modéliser simplement par deux résistances non-linéaires (représentants les clapets) et un élément C (représentant l'accumulateur). Les clapets fonctionnent comme des interrupteurs laissant passer le

⁷ L'inversion du rapport de transformation côté 2 par rapport au côté 1 vient du fait que le transfert de puissance sur ce côté 2 a été conventionné en sens inverse.

fluide de l'accumulateur vers une des deux lignes lorsque la pression d'une de ces dernières devient inférieure à la pression P_{accu} de l'accumulateur⁸. Les deux clapets ne peuvent généralement pas être passants simultanément, sous risque de court-circuiter les deux lignes, ce qui entraînerait $\Delta P_p = P_{p1} - P_{p2} = 0$. Ainsi, les pressions P_{p1} et P_{p2} sont obligatoirement supérieures ou égales à P_{accu} , ce qui n'empêche pas à la pression ΔP_p de pouvoir varier continûment de $-\Delta P_{p\ sat}$ à $\Delta P_{p\ sat}$. La caractéristique des clapets est donnée en Figure II.11. Par simple convention, cet élément R non-linéaire est distingué des éléments linéaires par le symbole R^{\prime} .

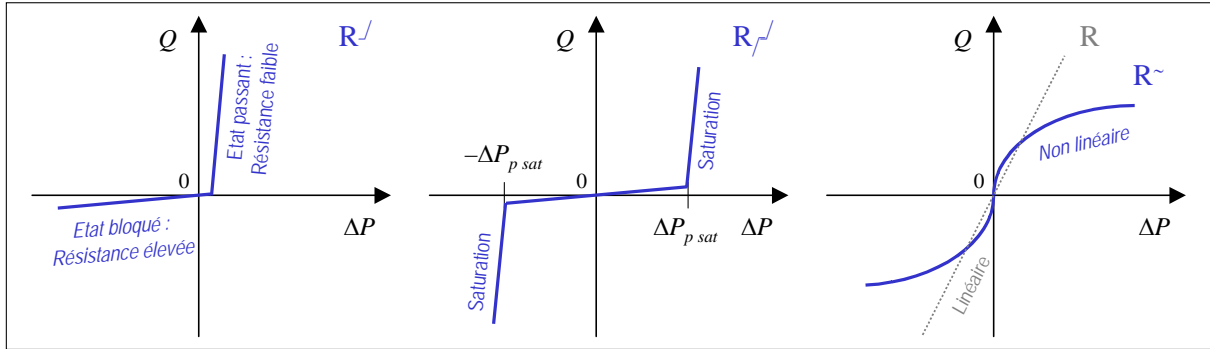


Figure II.11 : Caractéristiques des différents éléments R présents dans le modèle Bond Graph.

L'antisurpresseur est réalisé par une résistance non-linéaire notée arbitrairement R^{\prime} . Sa valeur est quasi-infinie lorsque la pression à ses bornes est inférieure à la pression maximale. Une fois la pression de saturation atteinte, la résistance chute brusquement, laissant passer le fluide de la ligne 1 vers la ligne 2, ou inversement.

Les pertes de charges du bloc hydraulique sont créées par les résistances hydrauliques C_{bloc1} et C_{bloc2} placées sur les lignes aller (côté 1) et retour (côté 2). Il s'agit d'éléments R non-linéaires, notés R^{\sim} , car l'écoulement du fluide dans les lignes est considéré turbulent (cf. Figure II.11). Les pertes de charge s'écrivent :

$$P_{v1} - P_{p1} = C_{bloc1}^2 \cdot Q_{l1} \cdot |Q_{l1}| \quad (\text{côté 1}) \quad P_{p2} - P_{v2} = C_{bloc2}^2 \cdot Q_{l2} \cdot |Q_{l2}| \quad (\text{côté 2}) \quad (\text{II.11})$$

Vérin

La partie hydraulique du vérin diffère de celle de la pompe. Les fuites internes et externes du vérin sont regroupées pour ne faire apparaître qu'un seul coefficient de résistance hydraulique R : C_{fv} . Cela est possible car les fuites externes du vérin sont extrêmement faibles. D'ailleurs, l'ensemble des fuites du vérin est très inférieur aux fuites de la pompe.

Les éléments C : $1/R_{hv1}$ et $1/R_{hv2}$ tiennent compte de la raideur (compressibilité) du fluide contenu respectivement dans les chambres 1 et 2 du vérin. Ces deux raideurs s'expriment par le rapport du module de compressibilité B sur le volume de la chambre i V_{chi} comme indiqué en (II.12). Elles ont des valeurs très variables en fonction de la position du vérin. Par ailleurs, les raideurs du fluide contenu dans les lignes reliant la pompe au vérin sont négligées.

$$R_{hv1} = \frac{B}{V_{ch1}} \quad (\text{côté 1}) \quad R_{hv2} = \frac{B}{V_{ch2}} \quad (\text{côté 2}) \quad (\text{II.12})$$

⁸ En réalité, une faible « pression de seuil » intervient pour l'ouverture des clapets (analogie électrique : diode).

Pour tenir compte des dissipations liées aux phénomènes hydromécaniques dans les chambres du vérin, le terme C , « viscosité de dilution » ou « coefficient d'amortissement du fluide », peut être introduit [MG92]. Deux résistances hydrauliques $R : C_{vh1}$ et C_{vh2} sont alors associées aux raideurs $C : 1/R_{hv1}$ et $1/R_{hv2}$ sur deux jonctions de type 1, et ont pour expressions (cf. [RC°4] § 3.3.2.2) :

$$C_{vh1} = \frac{C}{V_{ch1}} \quad (\text{côté 1}) \qquad C_{vh2} = \frac{C}{V_{ch2}} \quad (\text{côté 2}) \quad (\text{II.13})$$

La conversion hydromécanique est réalisée par deux TF de rapport de transformation $1/S$ (côté 1) et $1/S^{-1}$ (côté 2) :

$$F_{v1} = S \cdot P_{v1} \quad (\text{côté 1}) \qquad F_{v2} = S \cdot P_{v2} \quad (\text{côté 2}) \quad (\text{II.14})$$

$$V_v = (1/S) \cdot Q_v \quad (\text{côté 1}) \qquad V_v = (1/S) \cdot Q_v \quad (\text{côté 2}) \quad (\text{II.15})$$

Dans ce domaine mécanique de translation, il est possible de prendre en compte la masse M_v de la tige du vérin (élément inertiel I). A celle-ci vient s'ajouter une force de frottements secs F_{secv} de la tige et du piston du vérin, qui peut également prendre en compte le phénomène de « collage-glisement ».

Timonerie et gouverne

Les raideurs d'ancrage et de timonerie sont regroupées dans le paramètre R_m tel que définit par la relation (II.3). Celui-ci est considéré par un élément de type C : $1/R_m$ (stockage d'énergie potentielle). Ces raideurs impliquent un retard sur la vitesse de déplacement de la gouverne. Afin de prendre en compte l'amortissement structurel d'ancrage et de timonerie du vérin, le coefficient de frottements C_{vm} est disposé dans ce Bond Graph.

La servocommande hydraulique couplée sur la même gouverne peut être représentée comme une résistance supplémentaire au déplacement du vérin. En se plaçant dans un fonctionnement de l'avion en dernier secours électrique, la perte de l'hydraulique avion entraîne la mise de cette servocommande en mode amortisseur (« damping »). La force à contrer par le vérin de l'EHA peut donc s'exprimer de la manière suivante :

$$F_{servoh} = C_{servoh}^2 \cdot V_T \cdot |V_T| \quad (\text{II.16})$$

Où C_{servoh}^2 peut être vu comme un coefficient d'amortissement de la servocommande. Il s'agit d'un phénomène prenant naissance dans l'hydraulique de cette servocommande accouplée, c'est pourquoi on retrouve une expression dérivée d'un écoulement de fluide en milieu turbulent, qui s'inspire des relations (II.11). Le coefficient de frottement non-linéaire C_{servoh} peut donc être implémenté en Bond Graph par un élément \tilde{R} .

Enfin, les variables de la gouverne côté mécanique de rotation sont obtenues par un TF de rapport de transformation égal au bras de levier :

$$M_G' = Bl \cdot F_G' \quad (\text{II.17})$$

$$\Omega = (1/Bl) \cdot V_G \quad (\text{II.18})$$

L'inertie de la gouverne J est placée sur une jonction 1, et entraîne un décalage temporel entre le moment de charnière « aérodynamique » et celui réellement ressenti sur l'axe de rotation de la gouverne.

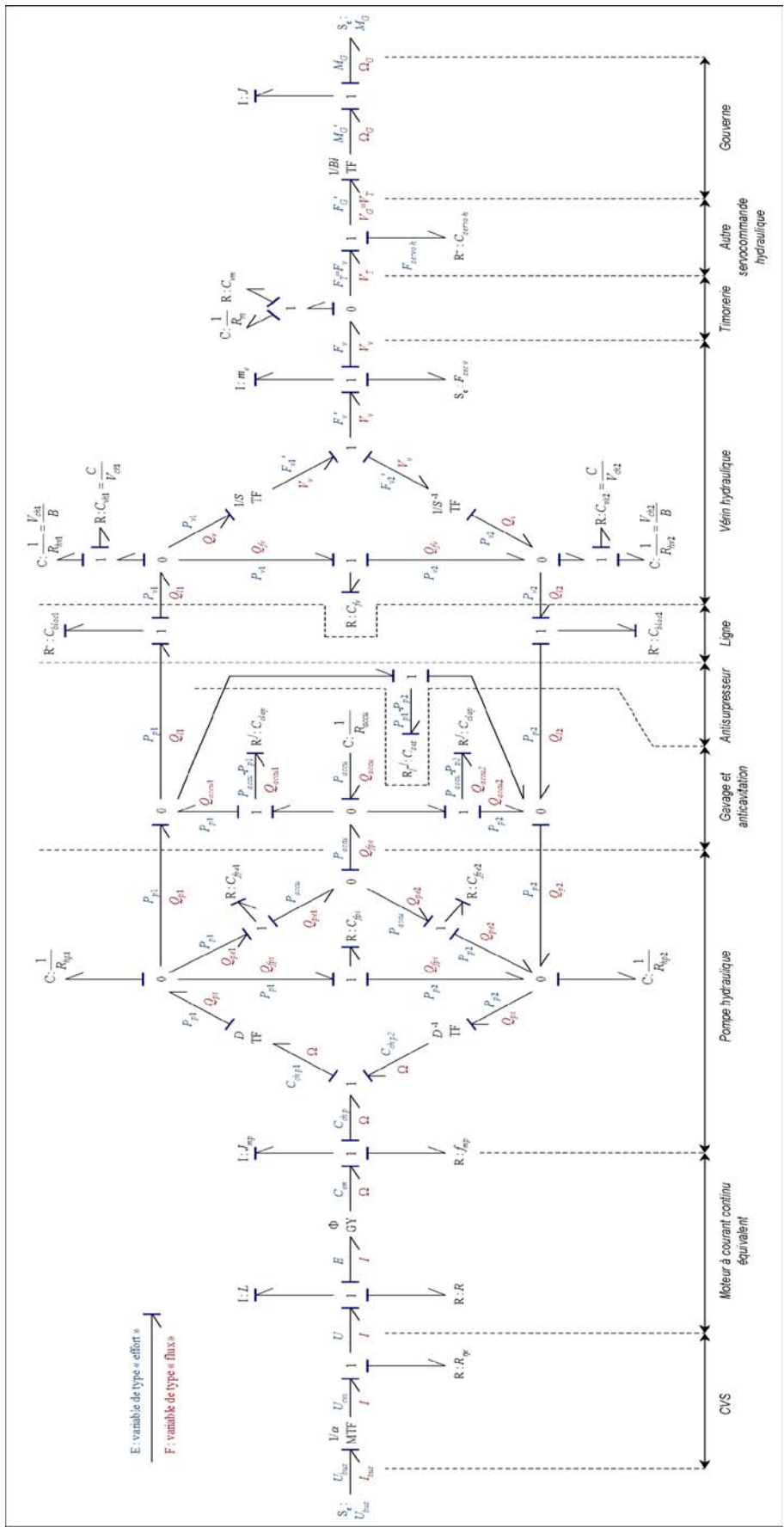


Figure II.12 : Schéma Bond Graph générique de l'ensemble EHA-gouverne. Représentation « double ligne ». (Schéma non-exhaustif.)

II.5.3.2 Description du modèle générique simplifié

Le modèle générique décrit dans le paragraphe précédent comporte certains éléments non-nécessaires à notre étude. Une simplification du modèle est alors proposée de manière à améliorer les performances de simulation, et en particulier à réduire les temps de traitement. Les éléments supprimés sont les suivants :

- Les raideurs du fluide dans la pompe : R_{hp1} et R_{hp2} . Ces éléments sont négligés compte tenu de la faible quantité de fluide contenu dans la pompe comparée à celle contenue dans le vérin.
- Le coefficient de résistance hydraulique de fuites du vérin : C_{fv} . Ces fuites sont quasiment inexistantes, tandis que celles de la pompe engendrent la quasi-totalité des pertes hydrauliques.
- La masse de la tige du vérin : m_v . Elle est négligée devant la masse équivalente m de la gouverne. Cette masse représente son inertie ramenée via le bras de levier : $m = J / Bl^2$ (cf. § II.5.4.1).

Le modèle Bond Graph prenant en compte ces simplifications est disponible en Figure II.13.

Une autre simplification majeure est envisageable. Les Bond Graphs génériques de la Figure II.12 et la Figure II.13 se veulent conservateurs de l'architecture physique de l'EHA. Dans la zone hydraulique, on distingue bien les deux lignes aboutissant aux deux chambres du vérin. Par opposition, le schéma simplifié en Figure II.14 ne fait apparaître qu'une seule ligne. Par convention, nous utiliserons les dénominations respectives de représentation « double ligne » et « simple ligne ».

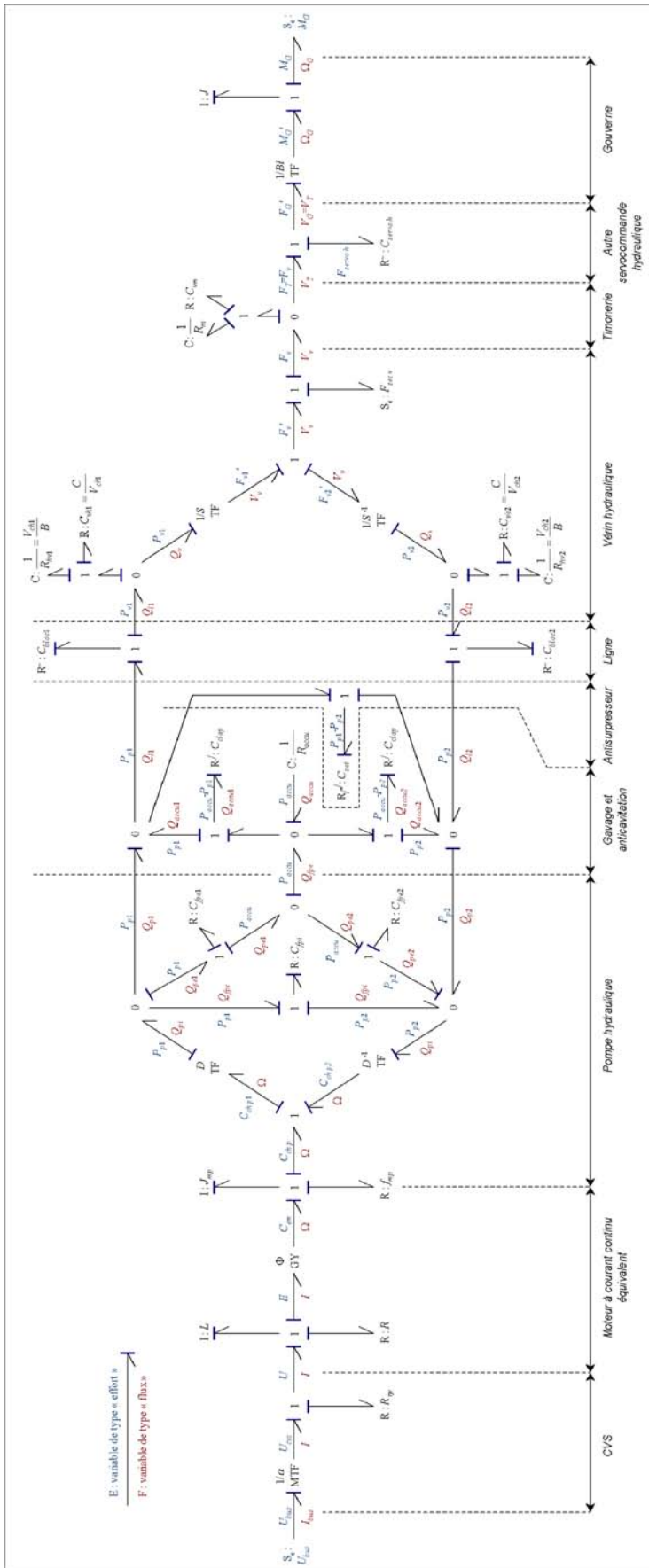


Figure II.13 : Bond Graph générique simplifié de l'ensemble EHA-gouverne. Représentation « double ligne ».

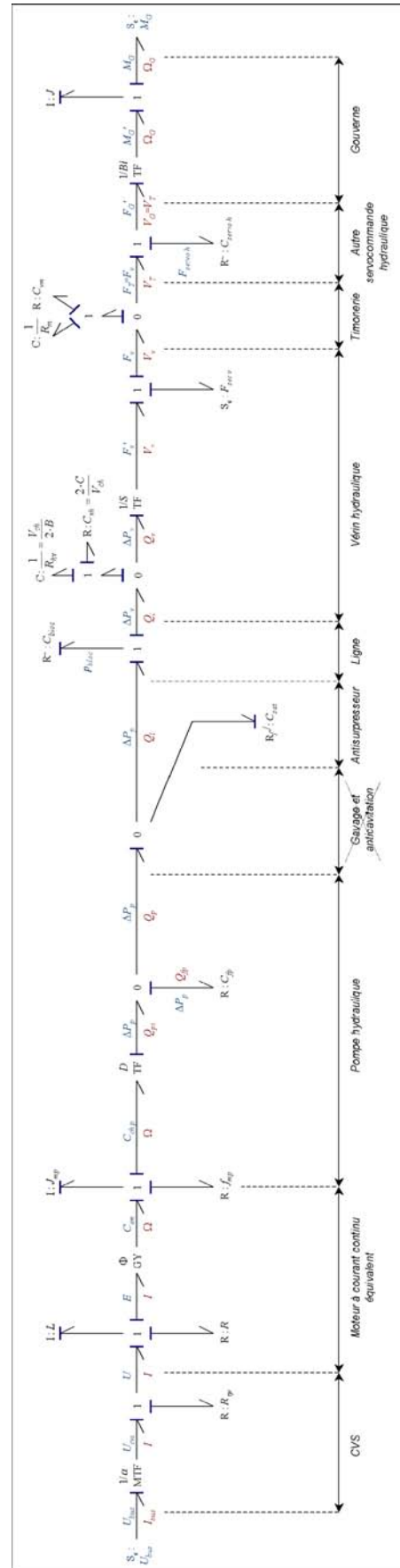


Figure II.14 : Bond Graph générique simplifié « simple ligne ».

II.5.3.3 Description du modèle générique simplifié « simple ligne »

Les deux lignes hydrauliques sont concaténées de manière à exprimer les différences de pressions et non les pressions absolues (cf. Figure II.14). Les seules différences se situent donc dans la partie hydraulique. Elles sont exposées ci-dessous.

Pompe

La conversion mécanique-hydraulique ne contient qu'un seul TF, de rapport de transformation D . En sortie de pompe, la pression est directement donnée en différence de pression $\Delta P_p = P_{p1} - P_{p2}$.

Le système de gavage et d'anticavitation avec l'accumulateur est supprimé, car il n'existe pas de fonctionnement équivalent à ce système dans ce schéma « simple ligne ». Cela s'explique par l'élimination des pressions absolues qui est réalisée dans ce schéma pour n'utiliser que les pressions différentielles.

Les fuites internes et externes de la pompe doivent alors être regroupées. Le coefficient de fuites correspondant est nommé C_{fp} . Il peut être calculé très approximativement et de manière favorable (en minimisant les fuites) comme suit :

$$C_{fp} = C_{fpi} // (C_{fpe1} + C_{fpe2}) \quad (\text{II.19})$$

Pertes en ligne

Les coefficients de pertes de charge sont modifiés. En effet, conformément aux expressions (II.11), les pertes bloc totales dans les lignes entre la pompe et le vérin peuvent s'exprimer de la manière suivante :

$$P_{bloc} = C_{bloc}^2 \cdot Q_l \cdot |Q_l| \quad (\text{II.20})$$

Si l'on considère que les pertes sont égales dans la ligne aller et dans la ligne retour, les pertes sur chacune des deux lignes valent :

$$\frac{P_{bloc}}{2} = \frac{C_{bloc}^2}{2} \cdot Q_l \cdot |Q_l| \quad (\text{II.21})$$

Cela permet d'exprimer les relations entre les différents coefficients de résistance représentant les pertes en ligne :

$$\frac{C_{bloc}}{\sqrt{2}} = C_{bloc1} = C_{bloc2} \quad (\text{II.22})$$

Vérin

Comme pour la pompe, il n'y a plus qu'un seul coefficient représentant la raideur hydraulique du fluide enfermé dans le vérin. En utilisant les raideurs exactes exprimées en (II.12), les raideurs moyennent s'écrivent en considérant le volume moyen V_{ch} dans chacune des chambres, et gardent les mêmes expressions. Enfin, on montre que la raideur de ce schéma « simple ligne » vaut deux fois celle d'une chambre, soit :

$$R_{hv} = 2 \cdot R_{hv1 moy} = 2 \cdot R_{hv2 moy} = \frac{2 \cdot B}{V_{ch}} \quad (\text{II.23})$$

Les résistances (II.13), qui prennent en compte les phénomènes de dissipation dans le fluide, subissent les mêmes modifications, d'où :

$$C_{vh} = \frac{2 \cdot C}{V_{ch}} \quad (\text{II.24})$$

Pour finir, la conversion hydromécanique est confiée à un seul TF de rapport de transformation $1/S$.

Conclusion sur le modèle « simple ligne »

Le modèle « simple ligne » permet une simplification conséquente, notamment par la réduction du nombre de variables d'état. La principale particularité de ce modèle est l'approximation de certains paramètres, qui doivent être moyennés de façon à représenter un paramètre global côté 1 et côté 2. L'approximation la plus grossière concerne les paramètres R_{hv} et C_{vh} du vérin. Le modèle perd donc un peu en précision, mais reste tout à fait pertinent, en bénéficiant d'une représentation très simplifiée. Il est notamment suffisant et adéquat pour synthétiser les lois de commande de l'EHA.

II.5.4 Commande de l'EHA

II.5.4.1 Restructuration du modèle « simple ligne »

Afin de mettre en équation plus aisément le système à commander, une restructuration du Bond Graph est envisagée. Il s'agit d'une des forces du Bond Graph, qui permet de remodeler différemment un même système. Les simplifications engendrées permettront de mettre au point plus aisément la commande de l'EHA.

Conversion électrique-mécanique-hydraulique

Aucune simplification n'est réalisée dans la partie électrique et mécanique moteur-pompe du modèle. La modélisation originale est suffisamment adéquate pour ne pas y apporter de modifications.

Partie hydraulique pompe-ligne-vérin

Le système de gavage et d'anticavitation avec l'accumulateur est absent du fait de la représentation « simple ligne ». L'antisurpresseur est également omis parce qu'il n'opère pas en fonctionnement normal (sans panne dans l'actionneur).

Partie mécanique vérin-servocommande-gouverne

Cette partie a subi plusieurs transformations notables, visibles sur le schéma Bond Graph de la Figure II.15.

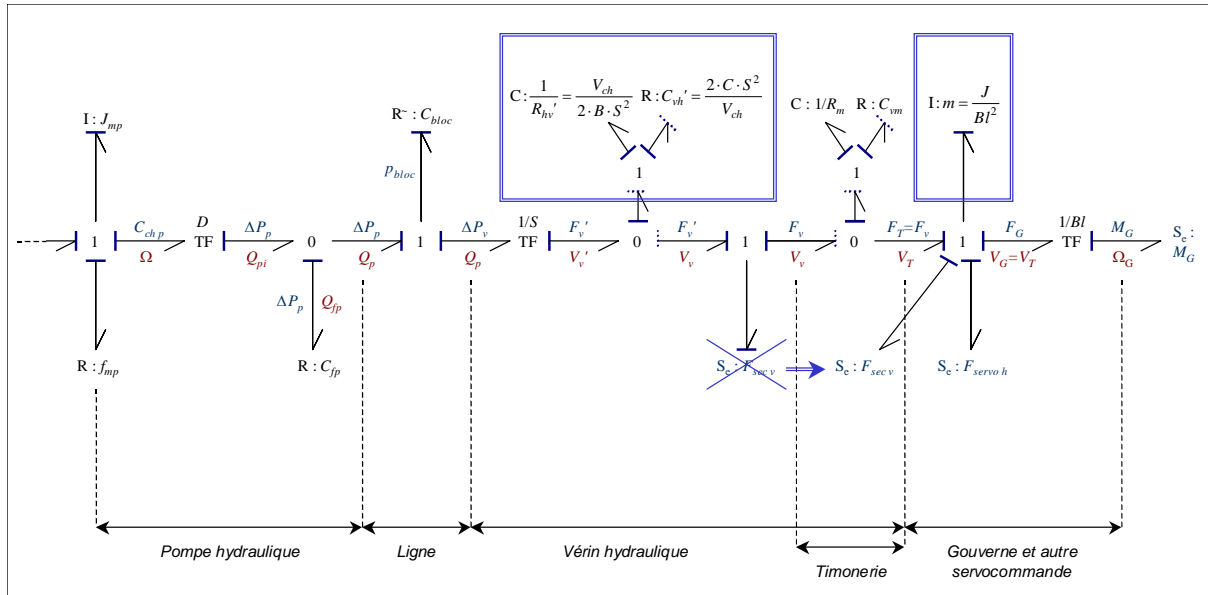


Figure II.15 : Deuxième simplification du schéma Bond Graph de l'ensemble EHA-gouverne pour la synthèse de la commande. Représentation « simple ligne ».

Les paramètres hydrauliques R_{hv} et C_{vh} ont été déplacés vers le côté mécanique. Ils sont alors modifiés et renommés R_{hv}' et C_{vh}' . A travers un TF de rapport de transformation $1/S$, un élément C devient un élément $C' = C / S^2$, et un élément R devient un élément $R' = R \cdot S^2$, d'où :

$$R_{hv}' = R_{hv} \cdot S^2 \quad (II.25)$$

$$C_{vh}' = C_{vh} \cdot S^2 \quad (II.26)$$

Sur le même principe, l'inertie de la gouverne, ramenée en amont du bras de levier, constitue une masse équivalente $m = J / Bl^2$.

Une différence mineure est le déplacement de la force de frottements secs du vérin. Dans ce schéma, elle est placée en aval de la raideur d'ancrage et de timonerie. Ceci a peu d'influence sur la dynamique du système puisque cette force de frottements secs est constante (à vitesse de la tige différente de zéro).

Ces trois seules modifications permettent de regrouper les paramètres hydrauliques et mécaniques à l'origine des phénomènes dynamiques au niveau de la tige du vérin ; à savoir : R_{hv} , R_m , C_{vh} , C_{vm} et m . A partir de ce Bond Graph, la fonction de transfert sur la vitesse de la tige du vérin $T_V(p)$ a été calculée⁹ :

$$T_V(p) = \frac{V_T(p)}{V_v'(p)} \quad (II.27)$$

$$T_V(p) = \frac{[C_{vm} \cdot C_{vh}'] \cdot p^2 + (C_{vm} \cdot R_{hv}' + R_m \cdot C_{vh}') \cdot p + R_m \cdot R_{hv}'}{m \cdot (C_{vm} + C_{vh}') \cdot p^3 + [m \cdot (R_m + R_{hv}') + C_{vm} \cdot C_{vh}'] \cdot p^2 + (C_{vm} \cdot R_{hv}' + R_m \cdot C_{vh}') \cdot p + R_m \cdot R_{hv}'}$$

Cette fonction de transfert intervient dans la boucle d'asservissement de la position du vérin. Sa connaissance est donc très importante.

⁹ Fonction de transfert calculée à l'aide du logiciel *Archer* [AA92] dans le cadre d'un stage de DEA [PS04] Annexe C.

II.5.4.2 Boucles de commande

Un EHA est commandé de manière à asservir la position d'une gouverne. En pratique, cette dernière est asservie indirectement par l'asservissement de la position de la tige du vérin. Ce contrôle en position est réalisé par plusieurs boucles de régulation successives : courant moteur, vitesse moteur-pompe et position vérin (cf. Figure II.16). L'action sur l'EHA s'effectue par la commande du convertisseur moteur. Dans le cas de la machine en courant continu avec un hacheur, la variable d'action est le rapport cyclique α .

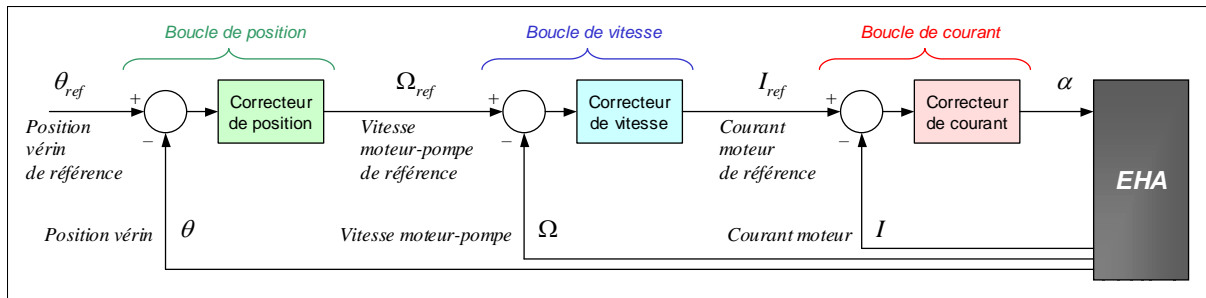


Figure II.16 : Principe de commande d'un EHA par trois boucles imbriquées.

La boucle la plus rapide est celle du courant moteur. Ensuite, la boucle de vitesse moteur-pompe possède une dynamique plus lente. Au final, la boucle de position, bien qu'encore plus lente que celle de vitesse, est assez réactive puisque la position de référence est obtenue après un temps de réponse de l'ordre d'un tiers de seconde¹⁰.

II.5.4.3 Bilan des modèles Bond Graph d'un EHA

Le dernier schéma présenté (Figure II.15) n'est pas le plus représentatif de la réalité. Il est préférable d'utiliser le Bond Graph de la Figure II.13, qui offre une excellente précision. Cependant, le schéma « simple ligne » de la Figure II.14 est intéressant, car il offre une bonne lisibilité et une précision satisfaisante dans de nombreux cas, dont celui de l'étude du réseau de secours. C'est ce schéma qui sera utilisé dans la suite de l'étude énergétique.

Pour des études très pointues, le Bond Graph générique de la Figure II.12 pourra s'avérer nécessaire. Des modèles encore plus détaillés peuvent également être envisagés. Toutefois, la précision supplémentaire est peu significative (voir par exemple [GG05] Partie 3). De plus, la complexité de ces modèles les rendrait plus lourds à manipuler. Ils sont donc délaissés dans cette étude.

II.5.5 Transcription du Bond Graph en schéma électrique équivalent

Le modèle Bond Graph doit être transposé dans le domaine électrique afin de prendre place dans une simulation sous *Saber*. Le schéma Bond Graph « simple ligne » de l'EHA présenté en Figure II.14 doit donc être transcrit en schéma électrique.

¹⁰ Le détail de la synthèse des correcteurs n'est pas donné dans ce rapport. Il convient de se référer aux travaux réalisés pendant la thèse [RC^o4] § 3.3.2.3.

Toutes les variables d'effort, qu'elles soient d'ordre électrique, mécanique ou hydraulique sont représentées par des tensions (tensions, couples, pressions, forces) et les variables de flux sont représentées par des courants (courants, vitesses angulaires, débits, vitesses linéaires).

Quel que soit le domaine physique, les éléments R, C et I sont représentés respectivement par des résistances, capacités et inductances.

Les mises en série et parallèle dans le schéma électrique dépendent du type de jonction utilisé dans le schéma Bond Graph. Une jonction de type 1 correspond à des connexions iso-flux, c'est à dire à courant égal, et trouve donc son équivalent par des mises en série. Une jonction de type 0 correspond à des connexions iso-effort, c'est à dire à tension égale, et trouve donc son équivalent par des mises en parallèle.

Afin de pouvoir passer du formalisme Bond Graph au circuit électrique dans *Saber*, il a aussi fallu créer les éléments transformateur (TF) et gyrateur (GY). A noter que, à l'inverse du modèle Bond Graph, qui peut être acausal ou à causalités diverses (intégrale, dérivée), la causalité est, dans le formalisme circuit, fixée dès la conception de ces éléments. Il est donc nécessaire de la choisir correctement, selon l'environnement de l'élément considéré, avant d'insérer l'élément dans le schéma.

Les éléments transformateur (TF) et gyrateur (GY) sont réalisés de manière simple à l'aide de sources liées. Prenons l'exemple d'un transformateur imposant la causalité en sa sortie. Il est constitué par une source de tension placée sur sa sortie, dont la valeur vaut celle de la tension d'entrée affectée du rapport de multiplication (transformation). Le transformateur comprend également une source de courant placée en son entrée, dont la valeur dépend du courant en sortie pondéré par le rapport de multiplication. La causalité est donc transmise de l'entrée vers la sortie, d'où l'intérêt de la respecter lors de l'utilisation de ce transformateur.

La Figure II.17 donne la première moitié du schéma électrique équivalent au Bond Graph de la Figure II.14. Il concerne la modélisation du convertisseur, du moteur à courant continu et de la pompe hydraulique.

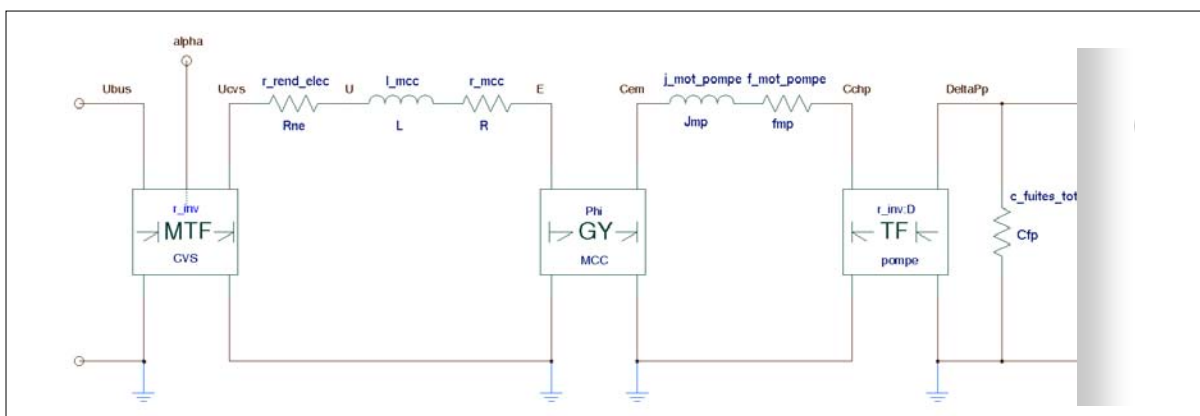


Figure II.17 : Transcription du Bond Graph en schéma électrique équivalent dans *Saber*.
Modèle « simple ligne » de l'EHA, du convertisseur statique à la pompe hydraulique.

La Figure II.18 donne la deuxième moitié du schéma électrique équivalent. La pompe hydraulique y est reportée. Suivent ensuite l'antisurpresseur, la ligne hydraulique, le vérin, la timonerie, la servocommande accouplée et la gouverne.

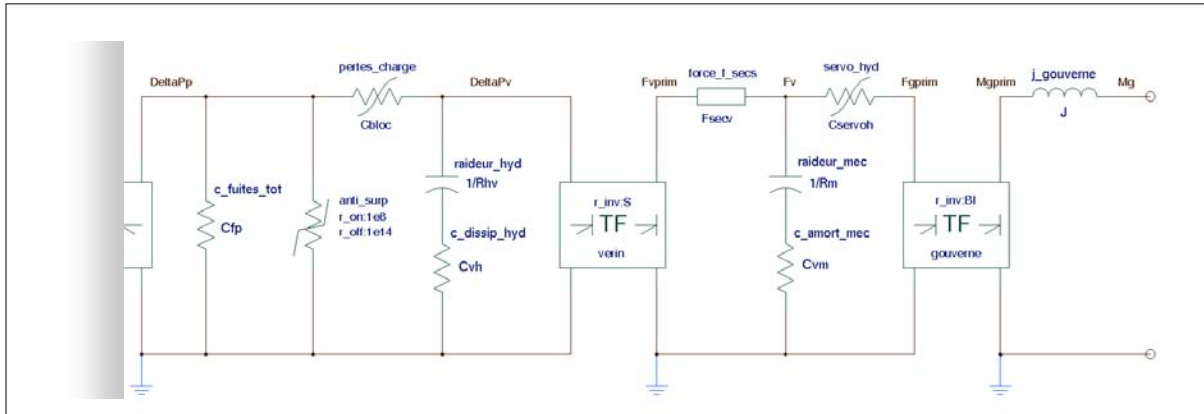


Figure II.18 : Transcription du Bond Graph en schéma électrique équivalent dans *Saber*.
Modèle « simple ligne » de l'EHA, de la pompe hydraulique à la gouverne.

L'équivalence du schéma électrique au Bond Graph n'est pas uniquement valable dans le cas d'un modèle simple tel que celui qui vient d'être transcrit. A titre d'exemple, le modèle « double ligne » d'EHA présenté en Figure II.13 trouve également son équivalent en schéma électrique. C'est ce que montre la Figure II.19, en modélisant sa partie hydraulique avec tous les éléments présents dans le Bond Graph d'origine.

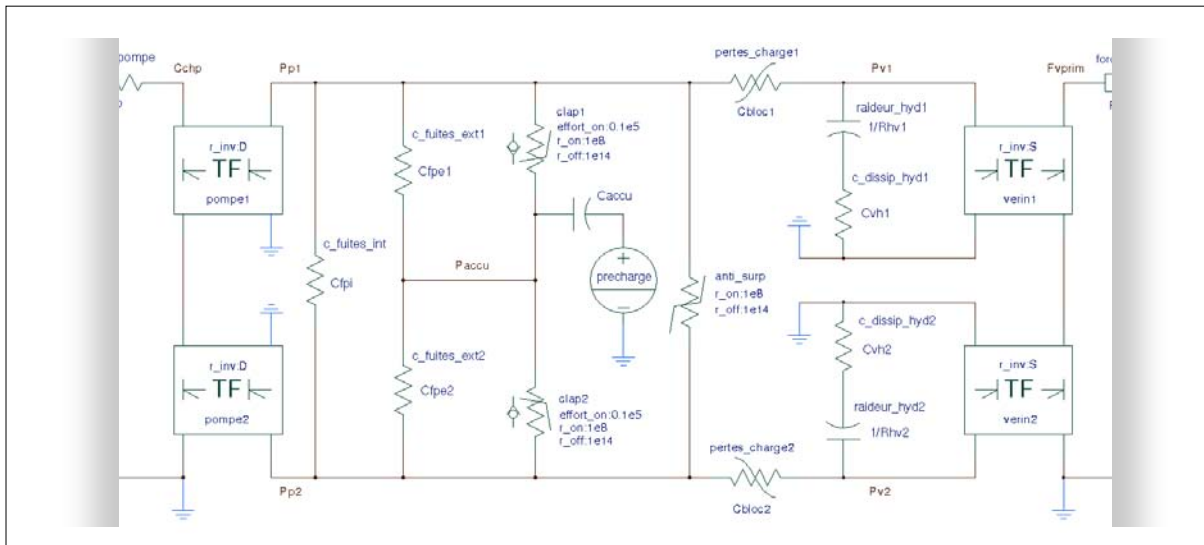


Figure II.19 : Transcription du Bond Graph en schéma électrique équivalent dans *Saber*.
Modèle « double ligne » de l'EHA, partie hydraulique.

Le schéma électrique est tout à fait viable pour implémenter et simuler des schémas multiphysiques d'origine Bond Graph. La simulation de tels schémas dans *Saber* se montre fiable et ne complexifie pas le schéma d'origine.

II.5.6 Validation du modèle Bond Graph d'un EHA

Le modèle Bond Graph « simple ligne » de l'EHA présenté Figure II.14, puis transcrit en schéma électrique Figure II.17 et Figure II.18, a été confronté à un modèle existant d'EHA. Ce modèle, pris comme référence, n'utilise pas le formalisme Bond Graph, mais repose sur une vision comportementale des phénomènes (représentation par fonctions de transfert).

La comparaison entre le modèle Bond Graph (variables indicées « BG ») et le modèle de référence (variables indicées « ref ») a été réalisée sous *Saber*. Ce paragraphe donne quelques résultats d'essais comparatifs entre ces deux modèles.

La mission qui a permis de réaliser ces comparaisons concerne une manœuvre de l'avion. La surface concernée est une gouverne de gauchissement, ou « aileron ». La consigne de position de cette gouverne apparaît en Figure II.20. Par ailleurs, le moment de charnière appliqué sur la gouverne (entrée du modèle) suit l'allure de la position. La position réelle de la gouverne suit correctement la valeur de consigne, aussi bien pour le modèle de référence que pour le modèle Bond Graph.

Les grandeurs les plus importantes, dans le cadre de l'étude du réseau de secours, sont l'énergie et la puissance demandées par l'EHA. On s'intéresse donc à la puissance absorbée à l'entrée de l'EHA, sur le bus continu. La Figure II.21 montre une faible erreur entre les deux modèles ; écart qui reste tout à fait acceptable compte tenu des différences structurelles entre les deux modèles. Par ailleurs, il est à noter que la puissance requise par l'actionneur pendant cette manœuvre de l'avion est très variable au cours du temps. Cela justifie le terme de consommateur fluctuant introduit au paragraphe I.5.

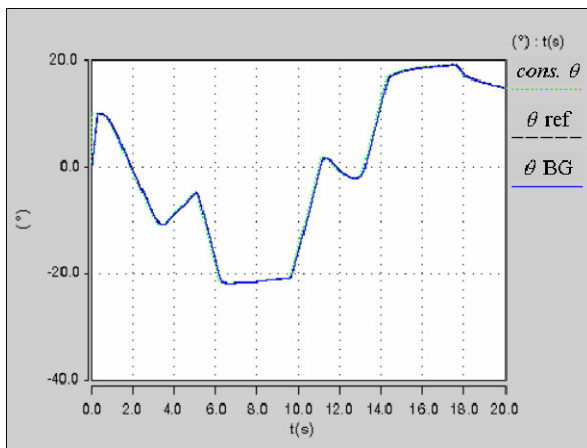


Figure II.20 : Consigne de position et positions réelles de la gouverne (θ).

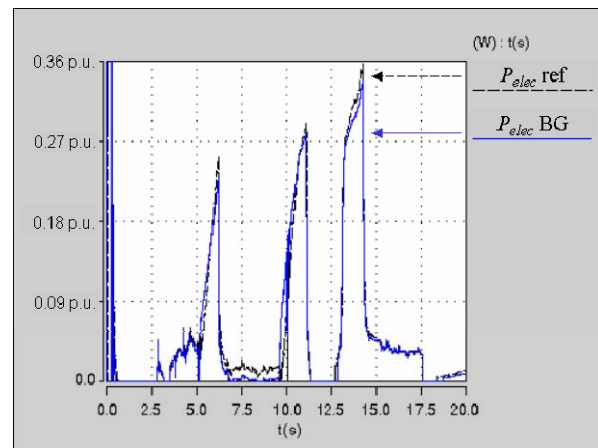


Figure II.21 : Puissances électriques à l'entrée du convertisseur (P_{elec}).

Pour information, deux variables internes à l'EHA sont données en Figure II.22 et Figure II.23. Il s'agit de la pression et du débit hydrauliques en sortie de la pompe. Une erreur assez élevée apparaît sur la pression. Cependant, compte tenu qu'il s'agit d'une variable d'état, et de ce fait très dynamique, le résultat est correct. Par contre, les deux débits sont parfaitement confondus.

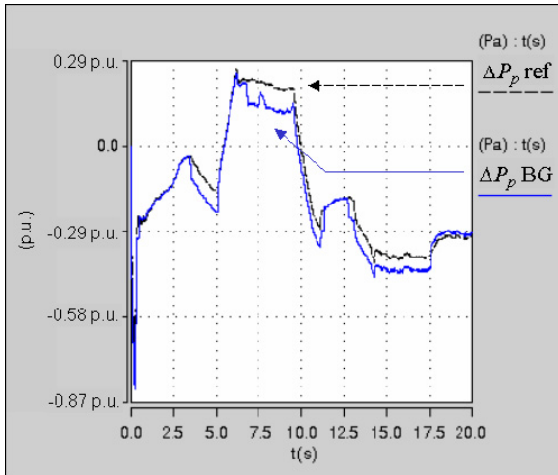


Figure II.22 : Pressions différentielles en sortie de pompe (ΔP_p).

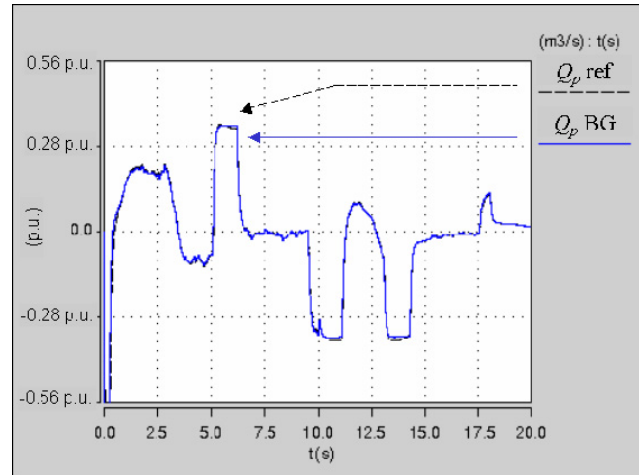


Figure II.23 : Débits en sortie de pompe (Q_p).

L'observation des diverses variables internes à l'EHA montre que le modèle Bond Graph « simple ligne » utilisé est suffisamment pertinent par rapport aux objectifs de notre étude.

II.5.7 Conclusion sur la modélisation Bond Graph d'un EHA

Au vu des résultats comparatifs exposés au paragraphe II.5.6, le modèle conçu selon le formalisme Bond Graph donne des résultats très proches du modèle de référence.

Comme illustré dans cette partie, ce formalisme se prête bien aux objectifs de conception impartis :

- Il permet la représentation de phénomènes physiques, notamment dans le contexte interdisciplinaire des EHA, où cohabitent domaines électrique, mécanique et hydraulique. Un lien direct est établi entre la structure du graphe et les paramètres et phénomènes physiques.
- La constitution causale du Bond Graph assure de bonnes conditions d'associations des éléments entre eux, ce qui n'est pas si trivial lorsqu'on associe, dans un solver tel que *Saber*, des modèles hétérogènes issus d'origines différentes.
- La structure causale du modèle confère de plus un gain en temps de simulation sous *Saber*. En effet, le respect de la causalité intégrale (physique), imposée lors de la construction d'un Bond Graph, joue un rôle bénéfique sur la structuration du modèle mathématique et favorise la rapidité de simulation. Ce point est particulièrement appréciable dans la mesure où un nombre conséquent d'actionneurs et d'autres équipements peuvent prendre place dans une même simulation, sollicitant ainsi fortement le solver informatique.
- Il est aussi important de préciser que le Bond Graph offre naturellement une bonne vision des transferts de puissance dans le système modélisé, établissant un lien intime avec le critère énergétique, essentiel à la reconception du réseau. Cette vision énergétique est aussi intéressante en vue d'une exploitation de la réversibilité en puissance des actionneurs pour laquelle le modèle Bond Graph est parfaitement exploitable. Bien qu'orienté vers une approche énergétique, le

modèle présenté dans ce paragraphe n'exclut pas la possibilité de réaliser des simulations sur la qualité réseau [AMC04].

- Enfin, un des intérêts de cette approche se situe dans la faculté du modèle à évoluer, dans sa complexité comme dans son paramétrage. Contrairement à un modèle comportemental, utilisant par exemple des fonctions de transferts, le Bond Graph n'implique pas systématiquement des calculs complexes pour chaque modification. Par ailleurs, ce formalisme se prête bien à une logique de reconception dans laquelle il s'agit de transposer à de futurs aéronefs des connaissances acquises et capitalisées dans les modèles définis sur un type d'avion donné. Il peut par exemple être intéressant de faire varier en similitudes les dimensions d'un actionneur de type EHA pour passer d'une surface de commande de vol à une autre en conservant une structure et des technologies identiques. Pour de tels objectifs, un modèle véritablement « orienté conception » tel que le présent modèle est particulièrement bien adapté.

En complément de cette approche directe de modélisation, d'autres études menées au LEEI sont orientées, en s'appuyant toujours sur le formalisme Bond Graph, selon une approche de modélisation inverse [GG05] [GG05²]. Cette approche repose sur le concept récent de « bicausalité » au sujet duquel l'Annexe B donne quelques compléments. Le but est dans ce cas de synthétiser des profils de consommation en entrée de l'actionneur, à partir d'une spécification de la mission en terme d'effort (moment de charnière) et de flux (vitesse de débattement de la gouverne).

II.6 Modélisation type Bond Graph d'une RAT

La Ram Air Turbine (RAT) constitue actuellement un des générateurs de secours embarqué sur les avions. Sa connaissance précise est très importante pour pouvoir étudier son comportement dans le réseau de secours et pour envisager son redimensionnement dans un objectif de gain de masse. Il est donc nécessaire d'établir un modèle « orienté conception », au même titre que précédemment pour les consommateurs du réseau.

Les informations sur la constitution et le comportement de cette RAT ont été obtenues à partir de diverses sources. Parmi celles-ci, l'analyse de modèles existants ainsi que la littérature ont été de riches sources d'informations.

Ce paragraphe se décompose en deux parties. La première concerne la présentation de la RAT. La seconde partie détaille la démarche de modélisation ainsi que le modèle qui en découle¹¹.

II.6.1 Présentation de la RAT étudiée

La Ram Air Turbine étudiée est dite « électrique » tout simplement car elle possède un générateur électrique, contrairement à la plupart de celles actuellement utilisées en aéronautique. La Figure II.24 schématise cette RAT. Elle se compose de trois éléments distincts : la turbine éolienne, le multiplicateur mécanique de vitesse et le générateur électrique.

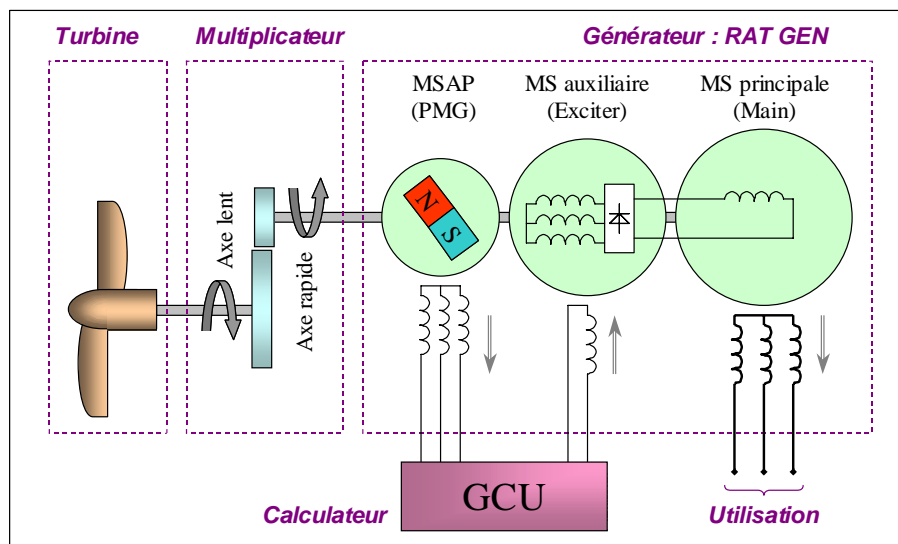


Figure II.24 : Schéma de principe de la RAT étudiée.

L'ensemble des grandeurs intéressantes de la RAT qui seront utilisées dans le modèle est défini à la page 241.

¹¹ Le contenu de ce paragraphe résume les travaux réalisés au cours de la thèse [RC°5] [RC°6].

II.6.1.1 Turbine éolienne

Tous domaines confondus, et notamment dans l'éolien classique, les éoliennes sont de deux types : à décrochage aérodynamique (« stall ») et à calage mécanique variable (« pitch »).

Dans le premier type, la pale s'efface progressivement sous les efforts aérodynamiques.

Dans le second type, le calage des pales est réglable de façon active (commandé par des actionneurs électriques par exemple) ou passive. C'est généralement le cas des éoliennes de grandes dimensions. Comme le montrent la Figure II.25 et la Figure II.26, les pales peuvent pivoter suivant leur axe longitudinal, faisant varier l'angle de calage ϑ . Suivant le besoin, on peut choisir de réduire la portance des pales (en augmentant ϑ) ou de l'augmenter (en réduisant ϑ).

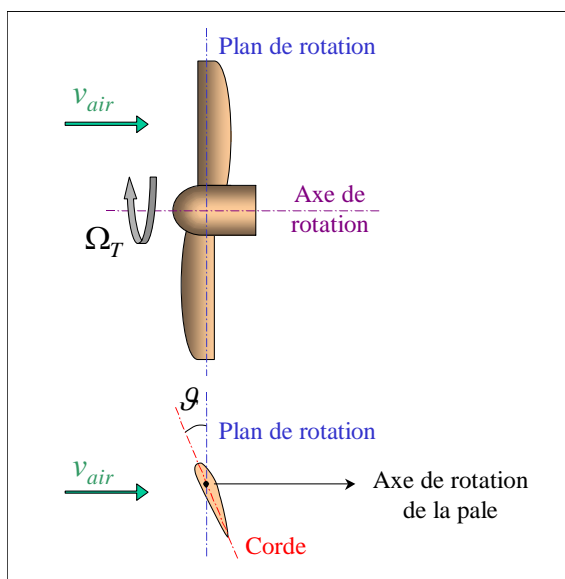


Figure II.25 : Représentation de la turbine bipale.

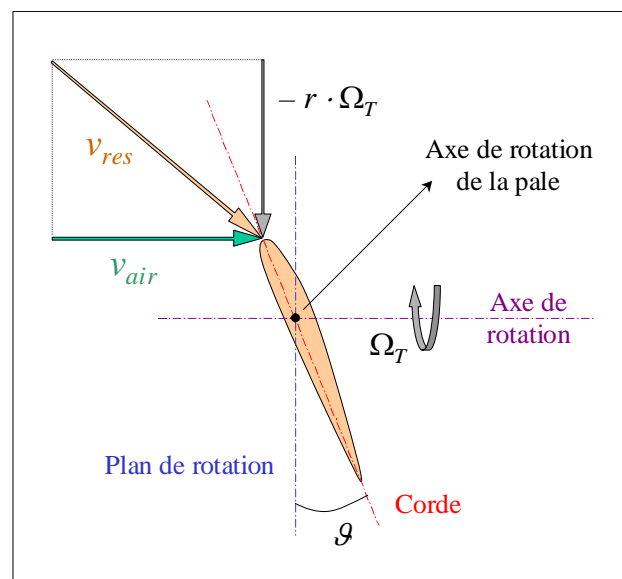


Figure II.26 : Vitesse résultante de la vitesse air et de la vitesse de rotation [SH98].

Dans le cas de turbines à décrochage mécanique passif (« pitch » passif), le calage des pales est variable, mais aucun système de commande externe n'est utilisé. Ce dispositif équipe quelques rares éoliennes de petites et moyennes tailles. Le système d'orientation des pales est basé sur la force centrifuge [DG82]. Il permet donc de réguler la vitesse de rotation de la turbine. Un montage de ressorts et contrepoids permet de réaliser cette fonction, comme le montre le dessin de la Figure II.27.

Le fonctionnement est en réalité très simple. Lorsque la vitesse de rotation tend à augmenter, les contrepoids s'écartent de l'axe de rotation. Les pales, mécaniquement liées à ces contrepoids, s'inclinent de manière à réduire leur prise à l'air. Ceci a pour effet de réduire le couple entraînant la turbine en rotation, et ainsi de réduire la vitesse de rotation de manière à la maintenir quasi-constante. Sur le même principe, le phénomène inverse se produit pour une diminution de vitesse de rotation.

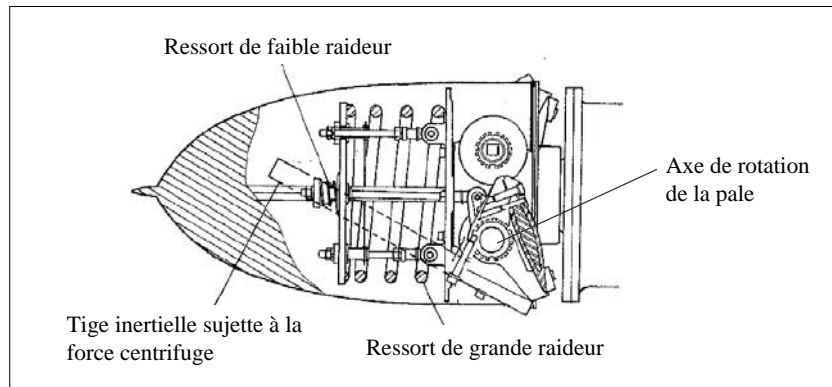


Figure II.27 : Vue en coupe du moyeu d'une turbine avec système passif de calage des pales. (Eolienne terrestre Aerowatt [DG82].)

L'avantage de ce système est que l'orientation de la pale ne dépend que de la vitesse de rotation. De cette manière, la vitesse de rotation est régulée quelle que soit l'origine de la perturbation : variation de vitesse de l'air ou variation de la charge mécanique de la turbine. Cette technologie est utilisée depuis très longtemps dans la réalisation des RAT en aéronautique, pour son efficacité, sa simplicité et sa robustesse.

II.6.1.2 Multiplicateur de vitesse

Le multiplicateur mécanique de vitesse est intégré dans le bras de la RAT. Il permet d'augmenter la vitesse de rotation du générateur par rapport à celle de la turbine d'un rapport approximativement égal à deux.

II.6.1.3 Générateur électrique

Le générateur est d'une constitution complexe. Il comporte trois étages de machines électriques, comme illustré en Figure II.24 :

- Une machine synchrone à aimants permanents (MSAP), ou PMG (Permanent Magnet Generator) : elle fournit l'énergie nécessaire au système externe de commande de la RAT.
- Une machine synchrone auxiliaire, ou Exciter : avec ses rotor et stator « inversés », son inducteur est alimenté au stator par le système de commande externe à la RAT. Sur son rotor bobiné triphasé est placé un redresseur à 6 diodes permettant d'obtenir une tension continue.
- Une machine synchrone principale, ou Main : son excitation au rotor est assurée par la machine auxiliaire. Le circuit de puissance se situe au stator. Cette machine alimente le réseau en mode secours sous une tension triphasée de 115/200 V nominal.

Le système de commande GCU secours (Generator Control Unit) est alimenté par le PMG. La puissance nécessaire à l'alimentation du GCU et à l'excitation de la machine auxiliaire est intégralement fournie par le PMG. Cela signifie que le système global « RAT » est entièrement autonome.

II.6.2 Modélisation de la turbine

Deux éléments distincts interviennent dans la modélisation de la turbine : son environnement, qui dépend de son emplacement dans l'avion et des conditions de vol ; et la turbine en elle-même, avec ses propres caractéristiques mécaniques et aérodynamiques.

II.6.2.1 Environnement de la turbine

Le fonctionnement en altitude de la turbine influe sur ses performances. Le phénomène à l'origine de cet effet est la chute de la densité de l'air avec la montée en altitude. Comme nous le verrons un peu plus loin avec l'équation (II.30), la puissance captée par la turbine dépend de la masse volumique de l'air et de la vitesse de l'air, supposée égale à la vitesse de l'avion dans un premier temps.

La masse volumique ρ de l'air entraînant la turbine en rotation varie en fonction de l'altitude z selon la loi présentée sur la Figure II.28. La masse volumique adoptée à altitude nulle est celle de l'air sous la pression atmosphérique (1,013 bars), pour une température sèche de 20 °C et une humidité relative de 40 % (masse de l'air sec plus la vapeur d'eau) [Therm] : $\rho = 1,200 \text{ kg/m}^3$.

La vitesse à considérer pour la puissance captée par la turbine est la vitesse « vraie » v_{TAS} , qui est la vitesse de l'avion par rapport au sol. Elle se distingue de la vitesse « calibrée » v_{CAS} , qui donne la vitesse de l'avion par rapport à une masse d'air prédéfinie. Au sol, ces deux vitesses sont égales. En altitude, la vitesse « vraie » v_{TAS} devient supérieure à la vitesse « calibrée » v_{CAS} grâce à la raréfaction de l'air. La vitesse calibrée est très couramment utilisée en aéronautique, et constitue une donnée d'entrée pour nos études. Nous recherchons donc une relation permettant d'obtenir la vitesse vraie à partir de la vitesse calibrée. La Figure II.29 donne l'allure du rapport de ces deux vitesses en fonction de l'altitude. Il constitue le coefficient de vitesse à appliquer à la donnée d'entrée v_{CAS} .

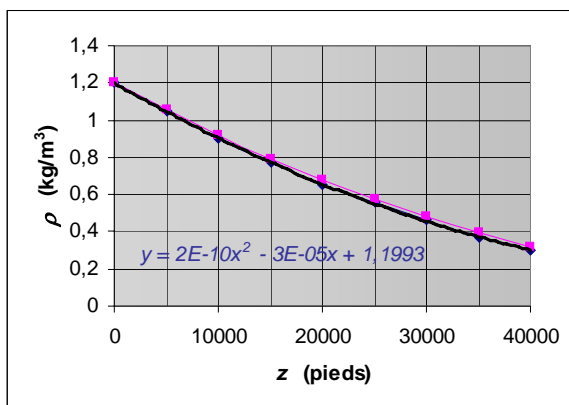


Figure II.28 : Masse volumique de l'air¹².
[Therm]

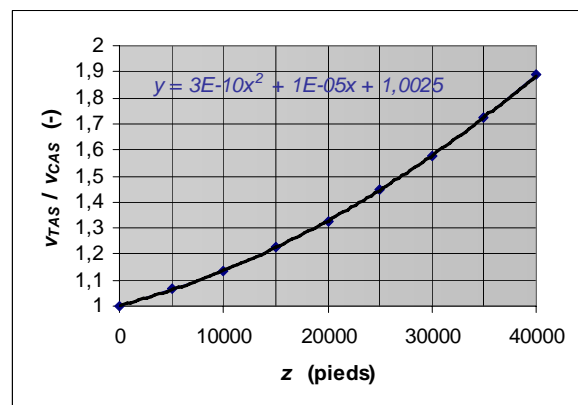


Figure II.29 : Coefficient de vitesse.

Il y a par ailleurs une dégradation des performances obtenues par la déflexion de l'air que provoque la structure de l'avion sur la turbine. Le coefficient de pertes aérodynamiques *aeroloss* permet de prendre ce phénomène en compte. Il vaut par

¹² L'expression des courbes de tendance des deux Figures a été obtenue à partir des données tabulées.

exemple 0,45 en phase d'approche de l'avion, dans le cas où la RAT est placée sous la voilure (cf. Figure I.3). Il en résulte une chute de la vitesse effectivement utile à la turbine, admise égale à :

$$v_{RAT} = \sqrt{1 - aeroloss} \cdot v_{TAS} \quad (\text{II.28})$$

Ces vitesses sont usuellement exprimées en nœuds. Il convient alors de les convertir en m/s afin de rendre homogène la modélisation de la RAT. Par convention, les vitesses v_{RAT} et v_{TAS} (en nœuds) sont alors renommées respectivement v_T et v_A (en m/s).

II.6.2.2 Caractéristiques aérodynamiques de la turbine

L'efficacité de la turbine éolienne est souvent caractérisée par son coefficient de puissance c_p . Il tient compte du rendement éolien, et s'exprime de la manière suivante :

$$c_p = \frac{P_{éol}}{P_{éol \max th}} \quad (\text{II.29})$$

Où $P_{éol}$ est la puissance éolienne effectivement récupérée par les pales de la turbine. En régime permanent, elle est égale à la puissance mécanique P_{mec} transmise par l'arbre de la turbine vers le générateur électrique. $P_{éol \max th}$ est la puissance maximale qu'il est théoriquement possible d'obtenir de l'air traversant la surface S_T balayée par la turbine. Elle est issue du calcul de l'énergie cinétique de l'air, et s'écrit donc :

$$P_{éol \max th} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_T \cdot v_T^3 \quad (\text{II.30})$$

La puissance éolienne captée par la turbine s'écrit alors comme suit, en intégrant le coefficient de puissance :

$$P_{éol} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_T \cdot v_T^3 \cdot c_p \quad (\text{II.31})$$

La surface S_T balayée par la turbine de la RAT s'exprime en fonction du rayon R_T avec la simple relation :

$$S_T = \pi \cdot R_T^2 \quad (\text{II.32})$$

Le coefficient de puissance s'exprime en fonction du rapport de la vitesse tangentielle en bout de pale et celle de l'air sur la turbine. Pour la RAT possédant un système d'orientation des pales, l'angle de calage intervient également. Le coefficient de puissance s'exprime donc en fonction des deux paramètres :

- λ : coefficient de vitesse réduite : $\lambda = \frac{R_T \cdot \Omega_T}{v_T}$; (II.33)
- \mathcal{G} : angle de calage des pales.

L'expression du coefficient de puissance $c_p(\lambda, \mathcal{G})$ est très complexe. Elle diffère grandement suivant la technologie d'éolienne utilisée, le nombre de pales, la forme de la voilure, etc. C'est pourquoi il est indispensable de posséder les caractéristiques de cette turbine en particulier.

Pour la mise en place d'un modèle de turbine, la grandeur intéressante est le couple fourni par la turbine éolienne. Ce couple s'exprime de la manière suivante :

$$C_{\acute{e}ol} = \frac{P_{\acute{e}ol}}{\Omega_T} \quad (\text{II.34})$$

En utilisant l'expression de la puissance \acute{e}olienne (II.31) et celle de la vitesse r\acute{e}duite (II.33), il vient :

$$C_{\acute{e}ol} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_T \cdot R_T \cdot v_T^2 \cdot \frac{c_p}{\lambda} \quad (\text{II.35})$$

En d\acute{e}finissant un coefficient de couple c_c , ce couple \acute{e}olien peut se mettre sous la forme :

$$C_{\acute{e}ol} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_T \cdot R_T \cdot v_T^2 \cdot c_c \quad (\text{II.36})$$

avec $c_c = \frac{c_p}{\lambda}$ (II.37)

Le coefficient de couple c_c sera utile pour la mise en place du mod\`ele de la turbine. A remarquer que, tout comme le coefficient de puissance, le coefficient de couple se d\acute{e}finit comme le rapport du couple \acute{e}olien effectivement produit et le couple a\acute{e}rodynamique th\`eorique.

La Figure II.30 et la Figure II.31 montrent respectivement les allures du coefficient de puissance et celui de couple de la RAT \acute{e}tudi\acute{e}e. Elles sont de la m\^eme forme que celles des \acute{e}oliennes poss\`edant un syst\`eme d'orientation des pales [HC03] [SH98].

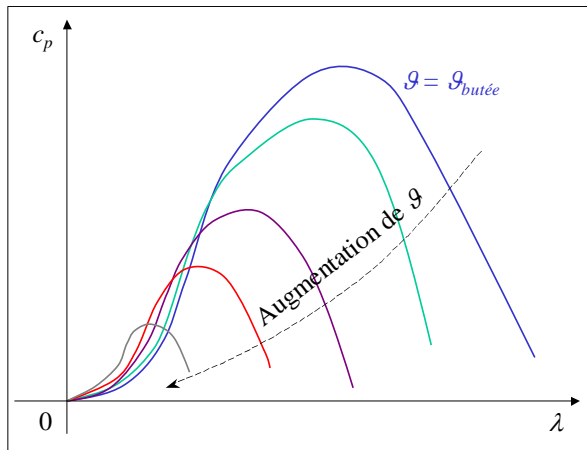


Figure II.30 : Caractéristiques des coefficients de puissance (c_p) paramétrées en β .

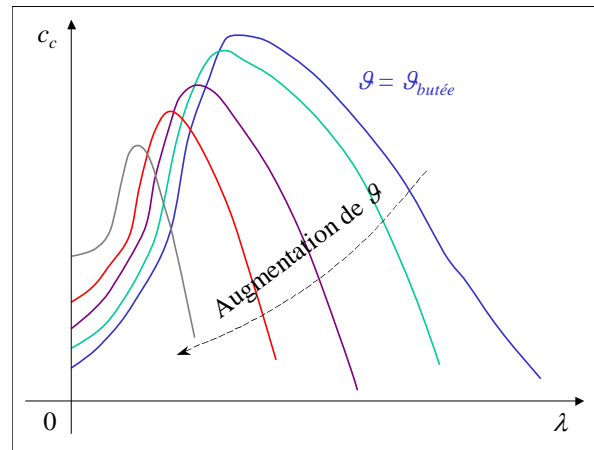


Figure II.31 : Caractéristiques des coefficients de couple (c_c) paramétrées en β .

Les coefficients de puissance et de couple, ainsi que la vitesse r\acute{e}duite, sont des grandeurs sans unit\`es. Le coefficient de puissance c_p est n\`ecessairement inf\`erieur \`a la limite th\`eorique de BETZ \acute{e}gale \`a $16/27 \approx 0,59$. La vitesse r\acute{e}duite λ prend quant \`a elle des valeurs de l'ordre de quelques unit\`es.

II.6.2.3 Syst\`eme d'orientation des pales

Comme cela a \acute{e}t\acute{e} indiqu\acute{e} sur la Figure II.25 et la Figure II.26, le syst\`eme d'orientation des pales agit sur la valeur de l'angle de calage des pales. Cet angle β est

directement dépendant de la vitesse de rotation de la turbine Ω_T . La Figure II.32 donne la relation entre ces deux variables.

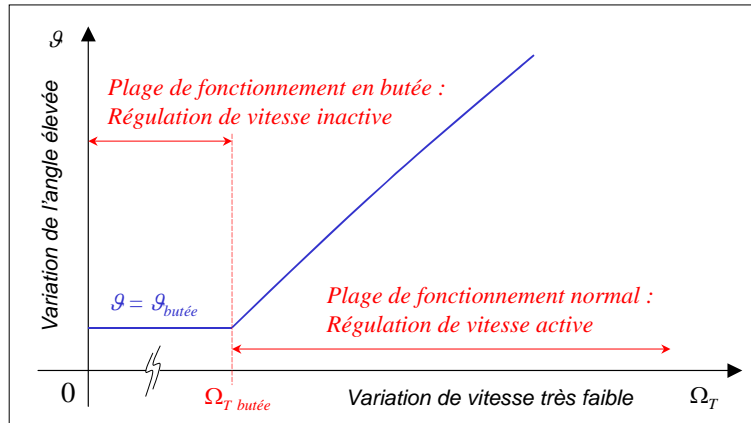


Figure II.32 : Relation entre l'angle de calage des pales et la vitesse de rotation de la turbine.

Dans la plage de fonctionnement normale, la variation de l'angle est réalisée de manière à obtenir une vitesse de rotation très faiblement variable (système « pitch » passif). C'est pourquoi une faible variation de la vitesse implique une grande variation de l'angle. Dans cette plage de fonctionnement de la régulation de vitesse, la caractéristique liant l'angle à la vitesse de rotation est quasiment linéaire.

Dans la plage de fonctionnement en butée, l'angle est constant quelle que soit la vitesse de rotation, et imposé par la butée mécanique du système « pitch » passif. Ce mode de fonctionnement intervient lorsque la RAT est trop fortement chargée ou lorsque la vitesse avion est trop faible. La puissance éolienne est alors insuffisante pour entraîner la turbine à une vitesse supérieure à $\Omega_{butée}$.

Comme suggéré auparavant, la variation de l'angle d'orientation est la conséquence d'une variation de la vitesse de rotation. En effet, lors d'un changement de charge, le couple mécanique opposé par la charge électrique de la génératrice varie, entraînant une réponse de la vitesse de rotation, causalement suivie par la réponse de l'angle. Lors d'un changement de vitesse avion, le couple éolien varie, impliquant là encore une réponse de l'angle plus lente que celle de la vitesse de rotation.

La réponse de l'angle par rapport à la vitesse de rotation peut s'apparenter à la réponse d'un système du premier ordre, défini par une constante de temps τ_g et un gain statique K_g , d'où la fonction de transfert :

$$\frac{g(p)}{\Omega_T(p)} = \frac{K_g}{1 + \tau_g \cdot p} \quad (\text{II.38})$$

Le temps de réponse d'un tel système est cependant très bon, de l'ordre de quelques dizaines de millisecondes. A cette représentation par fonction de transfert, il faut bien entendu ajouter la prise en compte de la constante $g_{butée}$ correspondant à la butée basse de l'angle de calage des pales.

II.6.2.4 Modèle de la turbine

La partie aérodynamique de la RAT peut se modéliser à l'aide de schémas blocs et de fonctions de transfert comme présenté en Figure II.33. Finalement, l'implantation de

ce modèle est assez simple, et n'utilise pas le formalisme Bond Graph. La turbine éolienne se comporte comme une source de couple variable selon la vitesse de rotation de la turbine, ainsi que la vitesse et l'altitude de l'avion.

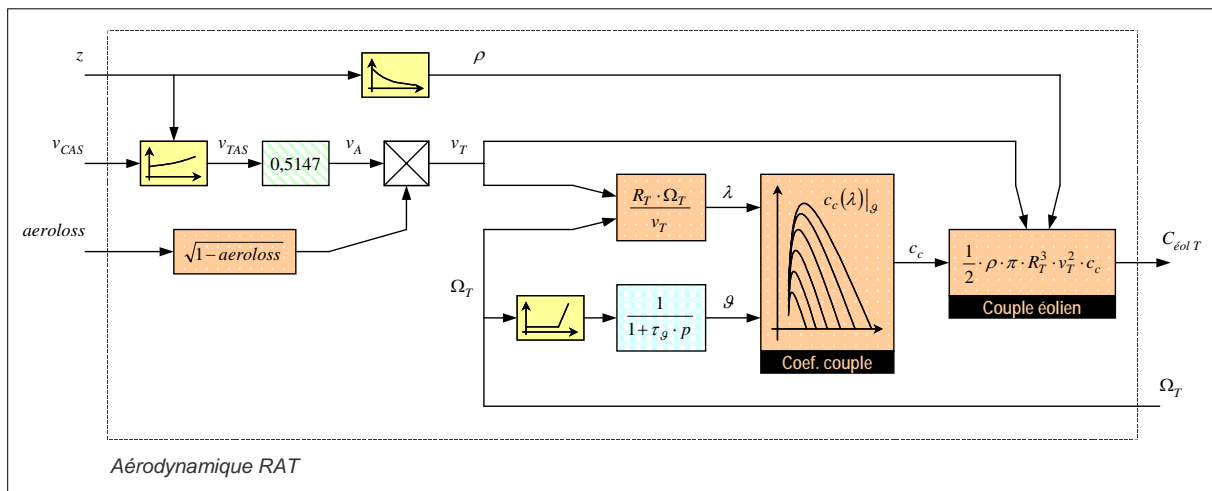


Figure II.33 : Modélisation de la turbine de la RAT par schémas blocs.

La partie mécanique, comprenant en particulier l'inertie et les frottements visqueux de la turbine, sera modélisée plus loin, avec le multiplicateur de vitesse et le générateur.

II.6.3 Modélisation du générateur

Le générateur complet a été présenté en Figure II.24. Dans un souci de simplification, le générateur à modéliser est constitué par une seule machine synchrone à excitation séparée, à laquelle on associe un paramétrage qui respecte les dynamiques d'origine en terme d'excitation. Cette machine est supposée équivalente à l'association des trois machines constituant effectivement le générateur.

Afin de donner un caractère réaliste à notre étude, le réseau continu est supposé obtenu par la machine synchrone originale alimentant un pont redresseur à diodes. Ce dernier effectue un redressement triphasé double alternance classique. Il permet d'obtenir une tension continue de 270 V à partir de tensions triphasées 115/200 V. Ce niveau de tension correspond justement à celui adopté pour les simulations du réseau en courant continu équivalent (cf. § II.4.1).

Toujours dans l'optique de simulations à moindre coût, en courant continu équivalent, il est préférable de travailler directement avec une machine à courant continu équivalente plutôt que de conserver une machine synchrone. Cette transformation concerne bien sûr la partie électromagnétique de la machine, la partie mécanique restant inchangée. La machine synchrone originale associée au redresseur apparaît en Figure II.34. La machine à courant continu équivalente, que l'on cherche à identifier, est donnée en Figure II.35.

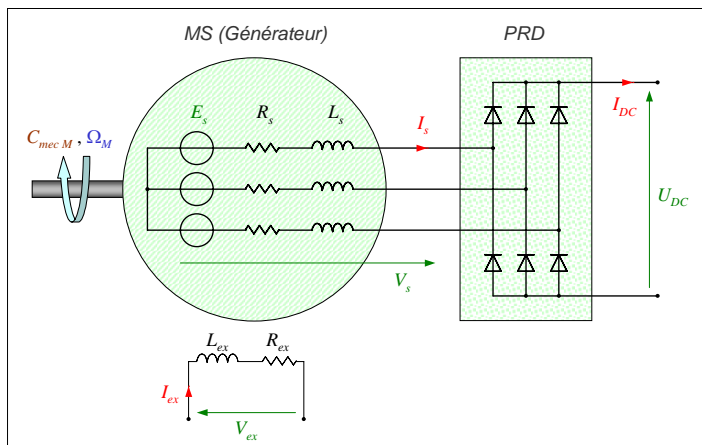


Figure II.34 : Machine synchrone alimentant un pont redresseur à diodes.

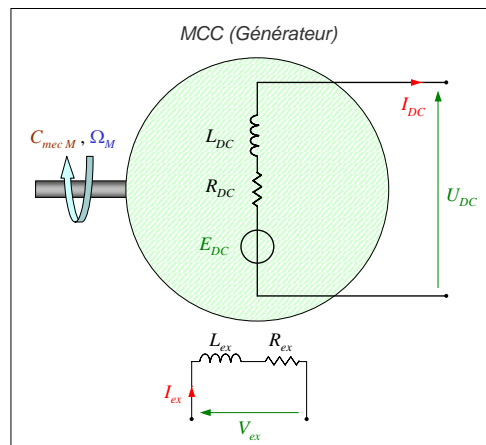


Figure II.35 : Machine à courant continu recherchée.

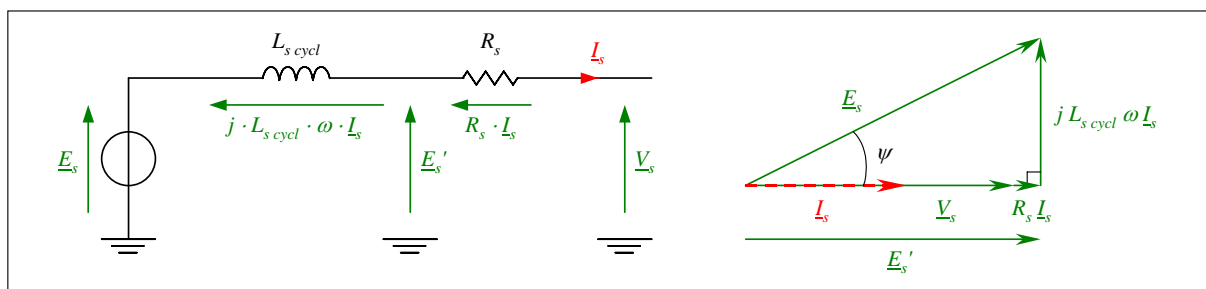
La difficulté réside en la définition d'une machine énergétiquement équivalente à la machine originale. Mais cette équivalence doit conserver également les phénomènes dynamiques dans une plage de fréquences qui, bien que relativement limitée, doit au moins inclure les bandes passantes de la régulation par l'excitation du générateur.

L'utilisation d'un pont redresseur à diodes impose le fonctionnement de la machine synchrone à déphasage nul, c'est à dire avec le fondamental des courants de ligne en phase avec le fondamental des tensions simples aux bornes de la machine.

II.6.3.1 Définition d'une MCC équivalente à la MS

Machine synchrone

D'une manière générale, une machine synchrone triphasée fonctionnant en alternateur peut se représenter par un schéma simple par phase de l'étoile équivalente¹³. Cela suppose que la machine soit parfaitement équilibrée et que la charge soit linéaire et symétrique. Ainsi, en régime permanent sinusoïdal, le schéma et le diagramme vectoriel de la Figure II.36 peuvent s'appliquer.


 Figure II.36 : Modèle de la machine synchrone et diagramme vectoriel associé (en régime permanent sinusoïdal et à $\cos \varphi$ unitaire).

En utilisant les variables complexes représentatives des grandeurs instantanées sinusoïdales, la tension simple en sortie de la machine s'écrit :

$$\underline{V}_s = \underline{E}_s - j \cdot L_{s\ cycl} \cdot \omega \cdot \underline{I}_s - R_s \cdot \underline{I}_s \quad (\text{II.39})$$

¹³ Ce modèle de BEHN-ESCHENBURG est destiné à simplifier notre étude, mais il ne prend pas en compte tous les phénomènes technologiques, comme la saturation du circuit magnétique (cf. [RC°6] § 4.1).

Puisque la tension v_s et le courant i_s sont en phase, il est possible d'écrire la relation suivante :

$$V_s = \sqrt{E_s^2 - (L_{s\text{ cycl}} \cdot \omega \cdot I_s)^2} - R_s \cdot I_s \quad (\text{II.40})$$

Dans une représentation en courant continu équivalent, le terme résistif peut alors être séparé du terme réactif. Il est possible de calculer une tension e_s' donnant la f.e.m. « en charge » tenant compte de la chute de tension due à la réaction magnétique d'induit. Cette f.e.m. s'exprime :

$$E_s' = \sqrt{E_s^2 - (L_{s\text{ cycl}} \cdot \omega \cdot I_s)^2} \quad (\text{II.41})$$

Il est important de noter que la réaction d'induit n'est pas un phénomène dissipatif. La chute de tension n'entraîne pas de perte d'énergie. La dévaluation de la f.e.m. n'affecte donc pas le bilan de puissance. En effet, la puissance électromagnétique s'écrit :

$$P_{em} = 3 \cdot E_s \cdot I_s \cdot \cos \psi \quad (\text{II.42})$$

Puisque la machine fonctionne à $\cos \varphi = 1$, la f.e.m. e_s' est en phase avec la tension statorique v_s (visible graphiquement) et la puissance électromagnétique s'écrit également :

$$P_{em} = 3 \cdot E_s' \cdot I_s \quad (\text{II.43})$$

$$\text{avec } E_s' = E_s \cdot \cos \psi \quad (\text{II.44})$$

Dans le cas particulier où la machine alimente un pont redresseur à diodes, les courants de ligne ne sont pas sinusoïdaux. Cependant, une précédente étude a montré qu'il est correct de considérer les relations mentionnées ci-dessus dans ce cas (cf. [RC°5] § 10). C'est donc ce qui a été effectué, comme le montre la Figure II.37.

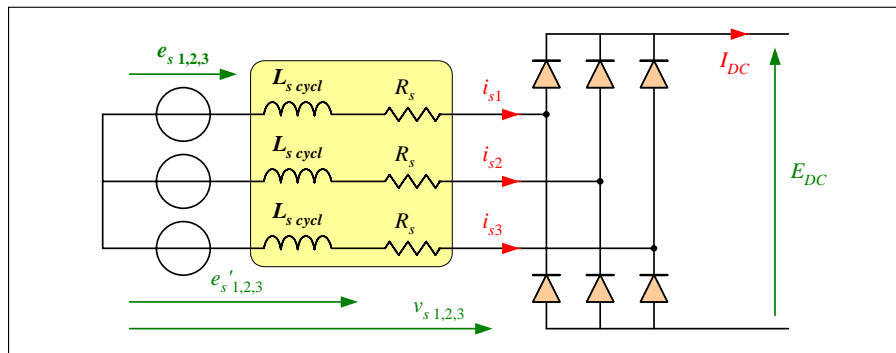


Figure II.37 : Réaction magnétique d'induit dans une MS alimentant un PRD. L'inductance cyclique est prédominante dans ce phénomène.

Transposition en courant continu

Avec un pont redresseur à 6 diodes, les relations entre les tensions d'entrée et de sortie d'une part, et les courants d'entrée et de sortie d'autre part, sont les suivantes :

$$U_{DC} = \frac{3\sqrt{6}}{\pi} \cdot V_{sf} \quad (\text{II.45})$$

$$I_{DC} = \frac{\pi}{\sqrt{6}} \cdot I_{sf} \quad (\text{II.46})$$

Où U_{DC} et I_{DC} sont les valeurs moyennes de la tension et du courant en sortie du redresseur, et V_{sf} et I_{sf} sont les valeurs efficaces de la tension et du courant fondamentaux côté alternatif.

Il est possible de montrer que ces relations s'appliquent également sur les autres variables de tension et de courant. Cela nous amène à introduire les paramètres résistifs et inductifs équivalents en courant continu. En effet, en utilisant l'expression de la tension statorique de la machine synchrone (II.40), et en remplaçant les grandeurs V_s et I_s par leurs fondamentaux tirés des relations (II.45) et (II.46)¹⁴, il vient :

$$U_{DC} = \sqrt{\left(\frac{3\sqrt{6}}{\pi} E_s\right)^2 - \left(3\left(\frac{\sqrt{6}}{\pi}\right)^2 L_{s\text{cycl}} \cdot \omega \cdot I_{DC}\right)^2} - 3\left(\frac{\sqrt{6}}{\pi}\right)^2 R_s \cdot I_{DC} \quad (\text{II.47})$$

Soit :

$$U_{DC} = \sqrt{E_{sDC}^2 - (L_{DC} \cdot \omega \cdot I_{DC})^2} - R_{DC} \cdot I_{DC} \quad (\text{II.48})$$

$$\text{avec } \begin{cases} E_{sDC} = \frac{3\sqrt{6}}{\pi} \cdot E_s \\ L_{DC} = 3\left(\frac{\sqrt{6}}{\pi}\right)^2 \cdot L_{s\text{cycl}} \\ R_{DC} = 3\left(\frac{\sqrt{6}}{\pi}\right)^2 \cdot R_s \end{cases} \quad \text{soit } \begin{cases} E_{sDC} \approx 2,339 \cdot E_s \\ L_{DC} \approx 1,824 \cdot L_{s\text{cycl}} \\ R_{DC} \approx 1,824 \cdot R_s \end{cases} \quad (\text{II.49})$$

L'expression de la f.e.m. après prise en compte du phénomène de réaction d'induit peut alors s'écrire en « DC équivalent » comme (II.41) dans le cas de la machine synchrone originale :

$$E_{sDC}' = \sqrt{E_{sDC}^2 - (L_{DC} \cdot \omega \cdot I_{DC})^2} \quad (\text{II.50})$$

Conversion électromécanique

En désignant par n_p le nombre de paires de pôles, et par Φ_{ex} le flux créé par l'excitation de la machine synchrone, les équations de conversion électromécaniques sont les suivantes :

$$\begin{cases} C_{emM} = 3 \cdot n_p \cdot \Phi_{ex} \cdot I_s \cdot \cos \psi \\ E_s = n_p \cdot \Phi_{ex} \cdot \Omega_M \end{cases} \quad (\text{II.51})$$

De cette manière, la puissance électromagnétique s'écrit alors comme suit, conformément à ce qui a été mentionné en (II.42) :

¹⁴ La tension v_s est supposée non affectée par le redresseur, donc $v_s = v_{sf}$. Par contre, le courant i_s n'est pas sinusoïdal, donc $i_s \neq i_{sf}$. Cependant, la démarche est énergétiquement viable puisque seuls les harmoniques de même fréquence donnent lieu à un échange de puissance, en l'occurrence ici : v_{sf} et i_{sf} .

$$P_{em} = C_{emM} \cdot \Omega_M = 3 \cdot E_s \cdot I_s \cdot \cos \psi \quad (\text{II.52})$$

Dans la machine à courant continu équivalente, les variables f.e.m. et courant issues de la conversion électromécanique s'écrivent :

$$\begin{cases} E_{sDC} = \frac{3\sqrt{6}}{\pi} \cdot E_s = \frac{3\sqrt{6}}{\pi} \cdot n_p \cdot \Phi_{ex} \cdot \Omega_M = n_p \cdot \Phi_{DC} \cdot \Omega_M \\ I_{sDC} = \frac{\pi}{\sqrt{6}} \cdot I_s = \frac{\pi}{\sqrt{6}} \cdot \frac{C_{emM}}{3 \cdot n_p \cdot \Phi_{ex} \cdot \cos \psi} = \frac{C_{emM}}{n_p \cdot \Phi_{DC} \cdot \cos \psi} \end{cases} \quad (\text{II.53})$$

$$\text{avec } \Phi_{DC} = \frac{3\sqrt{6}}{\pi} \cdot \Phi_{ex} \quad (\text{II.54})$$

En conservant la définition de la puissance électromagnétique comme étant le produit 'couple électromagnétique'-'vitesse de rotation', cette puissance s'écrit alors sous la même forme que (II.52) :

$$P_{em} = C_{emM} \cdot \Omega_M = E_{sDC} \cdot I_{sDC} \cdot \cos \psi \quad (\text{II.55})$$

La conversion électromécanique peut donc être modélisée en Bond Graph par un élément gyrateur GY de rapport $n_p \cdot \Phi_{DC}$ avec les relations :

$$\begin{cases} C_{emM} = (n_p \cdot \Phi_{DC}) \cdot I_{sDC} \cos \psi \\ E_s = (n_p \cdot \Phi_{DC}) \cdot \Omega_M \end{cases} \quad (\text{II.56})$$

Afin d'améliorer la lisibilité, la variable I_{sDC}' est introduite tel qu'indiqué à l'équation (II.57). Après prise en compte de la réaction d'induit, la f.e.m. « en charge » E_{sDC}' peut s'écrire (II.58) :

$$I_{sDC}' = I_{sDC} \cos \psi \quad (\text{II.57})$$

$$E_{sDC}' = E_{sDC} \cdot \cos \psi \quad (\text{II.58})$$

Puisque ce phénomène est non-dissipatif, la puissance est conservée, d'où le courant après prise en compte de la réaction d'induit :

$$I_{sDC} = \frac{I_{sDC}'}{\cos \psi} \quad (\text{II.59})$$

Le Tableau II.1 récapitule les principales expressions de la conversion électromagnétique pour la machine synchrone et la machine à courant continu équivalente. Cela permet de bien visualiser les similarités.

Tableau II.1 : Récapitulation des équivalences MS-PRD – MCC équivalente.

	Conversion électromagnétique	Avant réaction d'induit	Après réaction d'induit
AC (MS)	$P_{em} = C_{emM} \cdot \Omega_M$ $C_{emM} = 3 \cdot n_p \cdot \Phi_{ex} \cdot I_s \cdot \cos \psi$ $E_s = n_p \cdot \Phi_{ex} \cdot \Omega_M$	$P_{em} = 3 \cdot E_s \cdot I_s \cdot \cos \psi$ avec : $I_s \cdot \cos \psi = I_s'$	$P_{em} = 3 \cdot E_s' \cdot I_s$ avec : $E_s' = E_s \cdot \cos \psi$
DC (MCC)	$P_{em} = C_{emM} \cdot \Omega_M$ $C_{emM} = n_p \cdot \left(\frac{3\sqrt{6}}{\pi} \cdot \Phi_{ex} \right) \cdot I_{sDC} \cdot \cos \psi$ $E_{sDC} = n_p \cdot \left(\frac{3\sqrt{6}}{\pi} \cdot \Phi_{ex} \right) \cdot \Omega_M$	$P_{em} = E_{sDC} \cdot I_{sDC} \cdot \cos \psi$ avec : $I_{sDC} \cdot \cos \psi = I_{sDC}'$	$P_{em} = E_{sDC}' \cdot I_{sDC}$ avec : $E_{sDC}' = E_{sDC} \cdot \cos \psi$

Empiètement

Il reste maintenant à prendre en compte le phénomène d'empiètement dû à la conduction simultanée de deux diodes voisines du pont. Tout comme la réaction d'induit, ce phénomène n'est pas dissipatif ; il se traduit simplement par une chute de tension. Sa modélisation peut alors être réalisée par un bloc conservatif de la puissance. La Figure II.38 montre les divers blocs constituant l'équivalence MS – MCC. Les pertes par effet JOULE sont placées en fin de chaîne afin de regrouper les phénomènes non-dissipatifs, à savoir la réaction d'induit et l'empiètement.

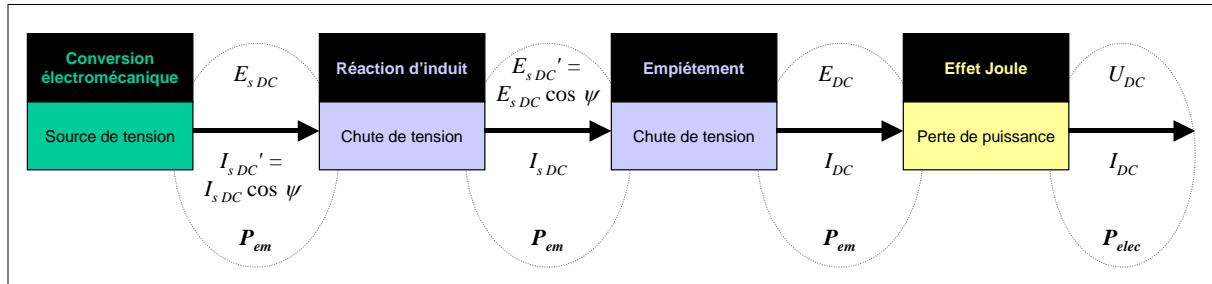


Figure II.38 : Différents points de la chaîne de conversion équivalente en courant continu.

Le phénomène d'empiètement implique une chute de tension côté continu proportionnelle au courant ([RC°5] § 10.2, [AM05], [@ENS]). La tension après prise en compte du phénomène s'écrit :

$$E_{DC} = E_{sDC}' - \frac{3}{\pi} \cdot L_{s\text{subt}} \cdot \omega \cdot I_{DC} \quad (\text{II.60})$$

Il est donc possible de le modéliser le phénomène par une résistance d'empiètement non-dissipative :

$$R_{emp} = \frac{3}{\pi} \cdot L_{s\text{subt}} \cdot \omega \quad (\text{II.61})$$

La grandeur $L_{s\text{subt}}$ est l'inductance subtransitoire de la machine. De nombreuses inductances définissent le comportement d'une machine synchrone. Le modèle diphasé de PARK permet de les mettre en évidence (cf. [JC84] et [JR04] Annexe A). L'inductance subtransitoire intervient dans l'empiètement car il s'agit de courts-circuits de très courte

durée entre deux phases de la machine¹⁵. La Figure II.39 montre la zone impliquée dans le phénomène d’empiétement. Les f.e.m. e_s' prennent en compte la chute de tension par réaction d’induit.

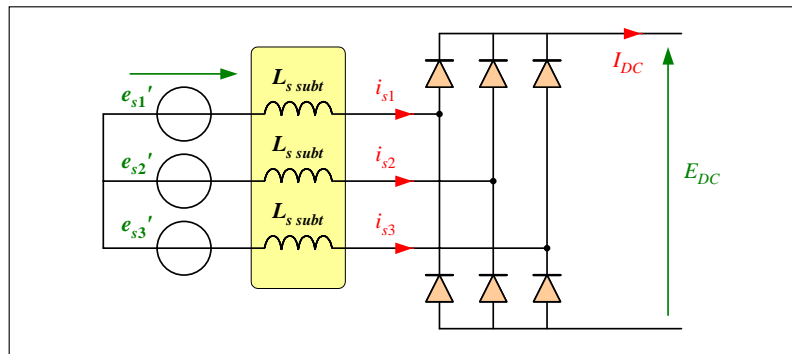


Figure II.39 : Empiètement dû aux inductances subtransitoires de la MS.

Depuis la conversion électromécanique jusqu’au niveau de la f.e.m. E_{DC} , aucune perte d’énergie n’est occasionnée. En regardant la chaîne équivalente en courant continu (Figure II.38), le courant en aval de l’empiètement I_{DC} diffère du courant en amont $I_{s DC}$ du fait de la conservation de puissance.

Calcul des paramètres

Les paramètres relatifs à la machine à courant continu équivalente sont calculés en utilisant les relations (II.49). Pour chaque paramètre inductif ou résistif en courant alternatif χ_s , le paramètre équivalent en courant continu χ_{DC} est calculé comme suit :

$$\chi_{DC} = 3 \left(\frac{\sqrt{6}}{\pi} \right)^2 \cdot \chi_s \tag{II.62}$$

Cette relation permet de conserver le bilan énergétique. Elle s’applique donc, en plus de la résistance de bobinage R_s (entraînant R_{DC}) et de l’inductance cyclique $L_{s cycl}$ (entraînant L_{DC}), à l’inductance subtransitoire $L_{s subt}$ (entraînant $L_{DC subt}$), mais aussi aux paramètres des câbles d’alimentation R_{feed} (entraînant $R_{feed DC}$) et L_{feed} (entraînant $L_{feed DC}$).

Ce câble d’alimentation (« feeder ») reliant la RAT au cœur électrique est modélisé dès à présent car il intervient dans la boucle de régulation de tension, et contribue aux pertes de puissance dans la génération de secours. En effet, le point de régulation (POR : Point Of Regulation) est pris dans le cœur électrique, et non pas aux bornes du générateur. Le calcul des paramètres du câble tient compte du remplacement des trois lignes en triphasé par deux conducteurs en courant continu (aller + retour). Le paramètre inductif prend en compte la mutuelle inductance entre les différents conducteurs du câble.

Circuit d’excitation

L’inducteur est modélisé sous forme de schéma blocs. L’inducteur de la machine à courant continu équivalente est identique à celui de la machine synchrone originale, comme cela avait été suggéré sur les Figure II.34 et Figure II.35. Il est constitué par un

¹⁵ L’inductance subtransitoire peut être utilisée pour la détermination de l’empiètement. Cela a été confirmé par des essais en simulation avec un modèle de PARK d’une machine synchrone (cf. [RC°6] Annexe 2 puis Annexe 3).

simple circuit RL du premier ordre. Sachant que le flux crête par pôle est proportionnel au courant d'excitation I_{ex} avec un facteur égal à l'inductance L_{ex} , la fonction de transfert entre le flux et la tension d'excitation est donc :

$$\frac{\hat{\Phi}_{ex}(p)}{V_{ex}(p)} = \frac{1}{R_{ex} + L_{ex} \cdot p} \cdot L_{ex} = \frac{\tau_{ex}}{1 + \tau_{ex} \cdot p} \quad (\text{II.63})$$

$$\text{avec } \tau_{ex} = \frac{L_{ex}}{R_{ex}} \quad (\text{II.64})$$

Le flux total embrassé est ensuite obtenu par la multiplication de ce flux par le nombre de paire de pôles n_p . Enfin, le rapport de gyration de la machine à courant continu équivalente est obtenu par application de l'équivalence des flux définie par l'équation (II.54).

II.6.3.2 Modèle du générateur

Compte tenu du raisonnement décrit ci-avant, le générateur complet peut se modéliser par un schéma Bond Graph tel que représenté en Figure II.40.

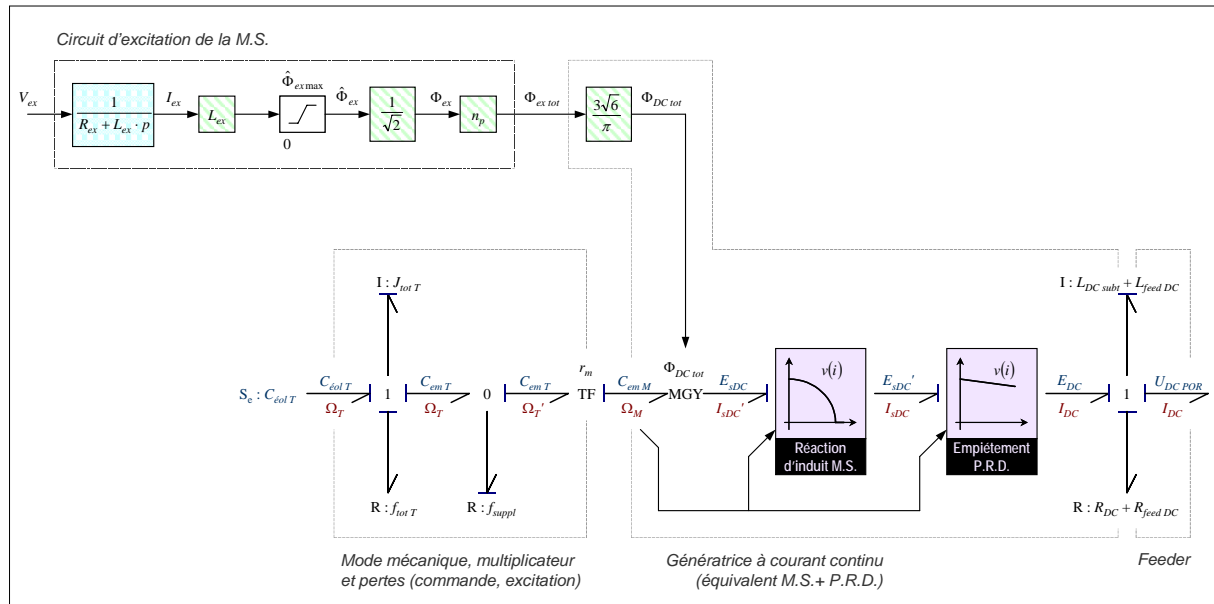


Figure II.40 : Schéma Bond Graph du générateur de la RAT (de l'arbre mécanique de la turbine aux bornes électriques de la machine).

Les caractéristiques mécaniques apparaissent dans ce schéma. Il s'agit des paramètres inertie $J_{tot T}$ et coefficient de frottements $f_{tot T}$. Ils représentent les paramètres totalisés de l'inertie et des frottements de l'ensemble turbine-multiplicateur-générateur vus de l'axe lent (turbine).

Un coefficient de frottement supplémentaire f_{suppl} proportionnel au couple électromagnétique de la machine permet de prendre en compte les diverses pertes en charge. Celles-ci sont principalement dues aux pertes dans la chaîne globale de commande et d'excitation du générateur (cf. Figure II.24).

Comme pour le modèle d'EHA, le Bond Graph de la RAT a été transcrit en schéma électrique équivalent afin de pouvoir le simuler sous *Saber*.

Les blocs de réaction d'induit RIMS et d'empiétement EPRD ont été réalisés sous *Saber* en tenant compte de la causalité, tout comme cela avait été fait avec l'EHA pour les éléments TF et GY du Bond Graph. De manière à imposer leur tension de sortie, le bloc RIMS calcul cette dernière selon l'équation (II.50) tandis que le bloc EPRD utilise la relation (II.60). Les courants en entrée de chaque bloc sont déterminés en assurant la conservation de la puissance entre l'entrée et la sortie (blocs non-dissipatifs).

II.6.4 Modèle Bond Graph complet de la RAT

Pour résumer, le schéma complet de la RAT sur lequel est basée la modélisation apparaît en Figure II.41. Une fois modélisée en Bond Graph, cela mène au schéma de la Figure II.42.

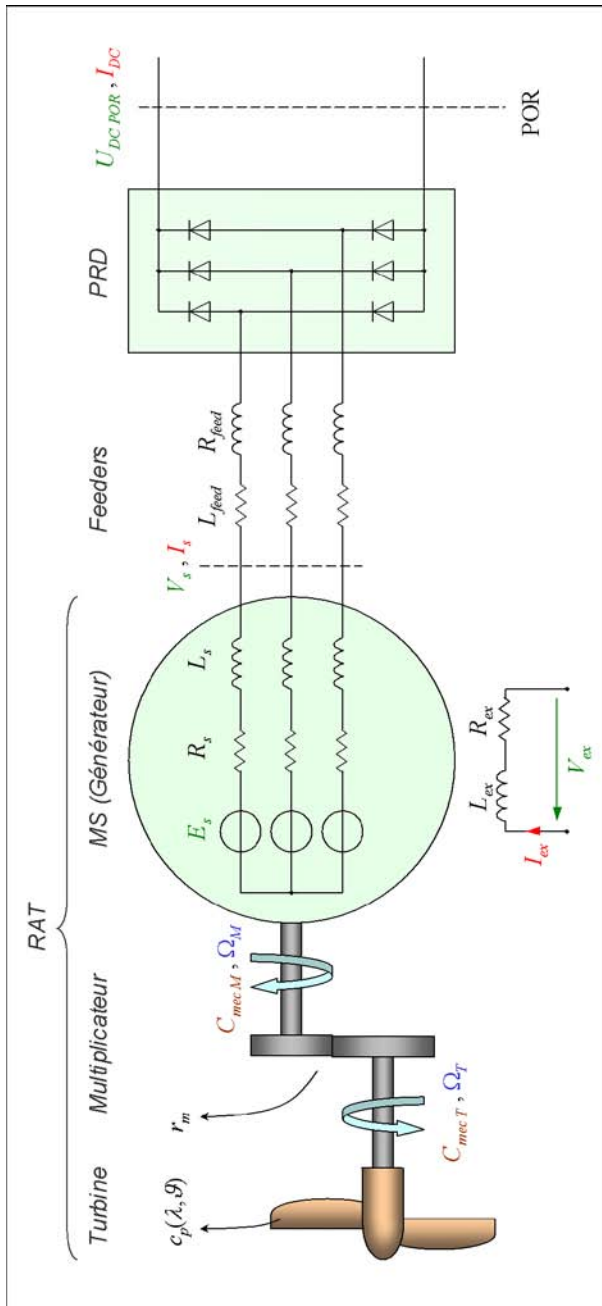


Figure II.41 : Schéma de la RAT telle qu'elle est considérée pour sa modélisation en Bond Graph.

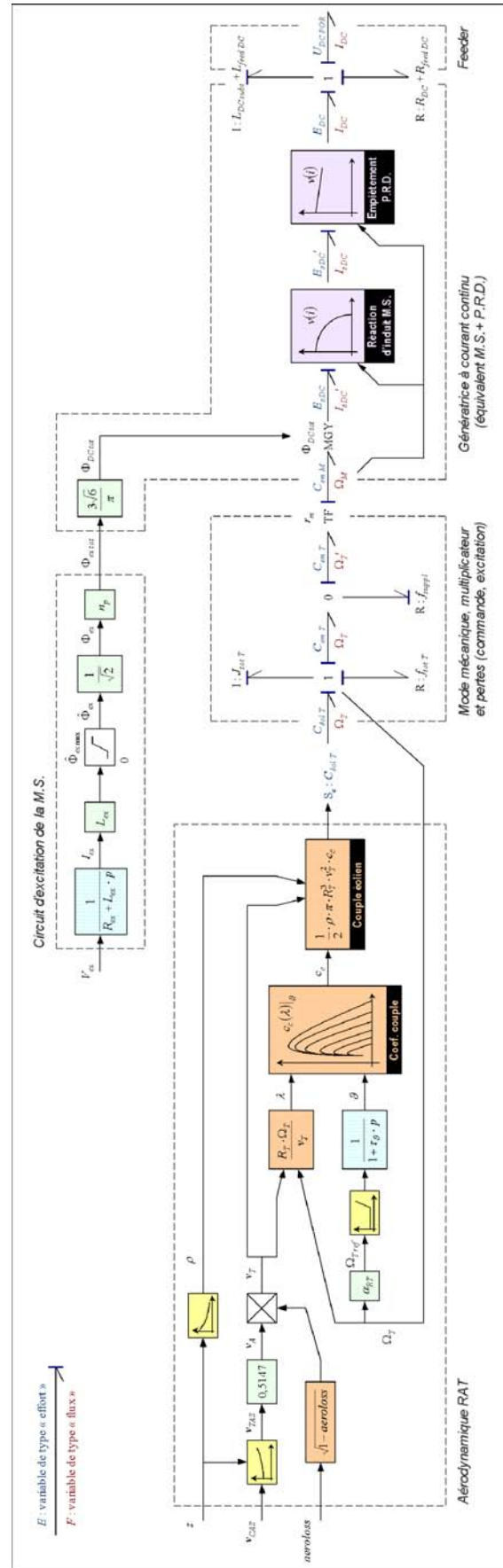


Figure II.42 : Schéma complet de la RAT modélisée en Bond Graph.

II.6.5 Validation du modèle Bond Graph de la RAT

Plusieurs séries de tests en simulation ont permis de valider le modèle Bond Graph de la RAT.

Le modèle du générateur a pu, en partie, être directement confronté à un modèle de générateur existant, mais également à un modèle de générateur utilisant la représentation diphasée de PARK. Ces deux modèles différents sont donc pris comme référence.

Par contre, le modèle de la turbine n'a pas pu être validé seul, en confrontation directe avec un modèle de turbine existant. La validation de la turbine a été réalisée par la validation du système global turbine-multiplicateur-générateur.

Les validations ont porté sur deux types d'essais différents. Le premier type concerne les essais en régime statique et le second concerne les essais en régime dynamique.

II.6.5.1 Essais pour validation statique

Les générateurs seuls n'ont pas pu être comparés en régime statique suivant des considérations énergétiques. En effet, les pertes mécaniques sont principalement représentées par des coefficients de frottements, et l'unique coefficient connu concerne l'ensemble turbine-multiplicateur-générateur.

La validation « énergétique » du modèle Bond Graph a donc porté uniquement sur la totalité de la RAT. Le modèle complet de RAT en Bond Graph et « DC équivalent » a été comparé avec un modèle complet de RAT existant associé à un pont redresseur à diodes. Plusieurs essais ont été réalisés, pour des puissances de 25 %, 50 %, 75 % et 100 % de la valeur nominale, et également pour différentes valeurs de vitesse avion.

L'excitation du générateur a été réglée de manière à obtenir une tension fixe de 270 V au niveau du bus continu. La puissance est mesurée sur l'arbre mécanique et au niveau électrique (DC). La comparaison entre les deux modèles s'effectue de plus par la mesure de la vitesse de rotation de la turbine et du couple sur cet arbre.

Ces tests effectués sur la globalité de la RAT montrent des résultats très satisfaisants. Un simple ajustement du coefficient de pertes supplémentaires f_{suppl} a permis de se rapprocher très près du modèle de RAT de référence en adaptant les pertes de puissance.

Le Tableau II.2 donne un extrait des résultats de la validation pour deux points de fonctionnement. Les erreurs sont données pour le modèle Bond Graph par rapport au modèle de référence¹⁶.

Les erreurs relevées sur les valeurs précitées sont inférieures à 2 %, ce qui est largement suffisant pour nos études.

¹⁶ Les données complètes sont accessibles dans [RC°6] § 5.1.

Tableau II.2 : Erreurs du modèle complet de RAT en Bond Graph par rapport au modèle de référence. Validation en régime statique.

	Pour $\frac{1}{2} \times$ puissance nominale ($v_{CAS} = 140$ nds, $z = 0$, $aeroloss = 0,45$)	Pour $1 \times$ puissance nominale ($v_{CAS} = 260$ nds, $z = 0$, $aeroloss = 0,45$)
Ω_T (rad/s)	- 0,08 %	- 0,02 %
$C_{mec.T}$ (N·m)	+ 1,60 %	+ 1,31 %
P_{mec} (W)	+ 1,52 %	+ 1,29 %
$P_{elec.POR}$ (W)	+ 1,51 %	+ 1,51 %
η_{RAT} (%)	0 %	+ 0,21 %

II.6.5.2 Essais pour validation dynamique

Afin de procéder à la validation en régime dynamique du modèle Bond Graph de la RAT, plusieurs simulations ont été réalisées. Des réponses indicielles et fréquentielles ont été tracées afin de confronter notre modèle avec les « références ».

En particulier, quelques simulations ont permis de valider le bon fonctionnement de la régulation de tension mise au point pour ce modèle de générateur en Bond Graph (cf. [RC°7] § 3). Cette régulation permet de maintenir la tension continue du point de régulation (POR) à 270 V par exemple. La régulation implantée est très simple et agit directement sur l'excitation de la machine. Le régulateur utilisé est de type PI. La synthèse de ce correcteur est réalisée de manière à obtenir un temps de réponse en tension inférieur à 100 ms, soit une bande passante de l'ordre de 5 à 10 Hz.

Réponses indicielles

Seule la partie « générateur » (RAT GEN) est concernée par ces essais. Ceux-ci concernent les réponses à des échelons de consigne de tension, à des échelons de vitesse de rotation de la machine, et à des échelons de charge électrique¹⁷.

Le modèle de générateur en courant continu équivalent et Bond Graph est confronté au modèle existant du générateur alternatif associé au pont de diode. Les essais montrent de bons résultats. Les temps de réponse en tension sont conformes à la définition initiale de 100 ms.

Un exemple est donné en Figure II.43. Il s'agit d'un essai pour deux échelons de vitesse de rotation Ω_M du générateur. La tension d'excitation V_{ex} est également représentée sur ce graphique, car c'est sur cette variable qu'agit le régulateur de tension réseau. Les variables relatives au modèle Bond Graph apparaissent en pointillés, et sont indicées « BG », tandis que celles du modèle existant sont indicées « ref ».

Cette Figure II.43 fait également apparaître la tension V_s aux bornes de la machine synchrone de référence (valeur efficace). Une simulation supplémentaire mettant en œuvre le générateur synchrone sans redresseur a permis de montrer que ce redresseur n'influe pas, ou très peu, sur la dynamique globale. Il s'agit des courbes indicées « ref AC ». Ces courbes sont lissées pour éliminer l'ondulation due aux commutations du pont de diodes.

¹⁷ Les résultats complets sont accessibles dans [RC°6] § 5.2.1.

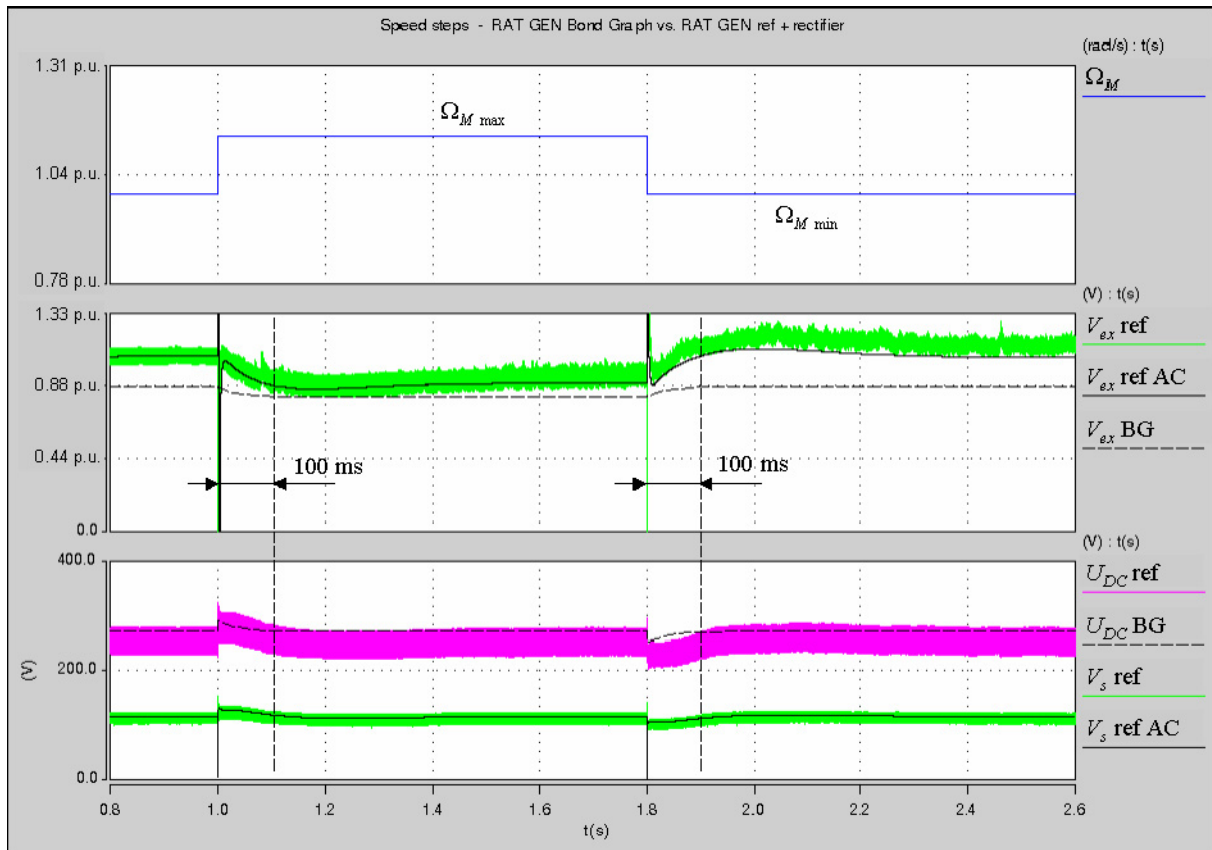


Figure II.43 : Comparaison entre le modèle Bond Graph en continu équivalent et le modèle existant en alternatif avec un redresseur à diodes. Réponses des tensions d'excitation V_{ex} , des tensions en aval U_{DC} et en amont V_s du redresseur à des échelons de vitesse de rotation Ω_M .

Quelques écarts subsistent entre les variables de ce modèle et celles du modèle de référence. En outre, les réponses du modèle Bond Graph sont de type « premier ordre » tandis que celles de référence sont de type « second ordre », mais avec un faible dépassement. Néanmoins, les temps de réponses sont comparables et les erreurs acceptables a priori.

Réponses fréquentielles

Des essais complémentaires ont été réalisés pour tracer les réponses fréquentielles de la RAT. Les deux réponses recherchées sont les suivantes :

- réponse de la tension au POR DC à des sollicitations de la puissance de charge électrique ;
- réponse de la vitesse de rotation turbine à des sollicitations de la puissance de charge électrique¹⁸.

Ces essais sont réalisés pour des faibles variations de puissance (« petit signal ») en se plaçant autour de points de fonctionnement correspondant à 50 % et 75 % de la puissance nominale.

¹⁸ Il est important de préciser que les variations de puissance provoquées pour tracer ces réponses correspondent directement à des variations du courant de charge électrique. Cela s'explique par des variations de faibles amplitudes de la tension, liant par une relation quasi-constante la puissance et le courant.

Le modèle de RAT en Bond Graph a subi deux comparaisons distinctes pour cette validation fréquentielle¹⁹ :

- comparaison des RAT complètes : confrontation du modèle de RAT en Bond Graph au modèle de RAT existant ;
- comparaison des générateurs : confrontation du modèle Bond Graph du générateur à courant continu équivalent au modèle de PARK de la machine synchrone associée à un pont de diodes.

Cette deuxième comparaison est intéressante car elle permet de comparer des modèles dont on connaît parfaitement la constitution et dont on maîtrise le paramétrage. De plus, les régulations de tension implantées ont pu être choisies identiques pour les deux modèles.

Les Figure II.44 et Figure II.45 donnent les réponses fréquentielles des essais comparatifs des modèles de RAT complètes. Le même type de réponse en tension est obtenu avec les essais comparatifs des générateurs seuls.

La réponse en tension obtenue avec le modèle Bond Graph est assez différente de celle des modèles de référence. Pourtant, les régulations de tension sont équivalentes. Ces différences sont la cause de l'abstraction des différentes inductances présentes dans une machine synchrone²⁰. Cela traduit donc la limite de validité du modèle Bond Graph basé sur une machine à courant continu équivalente.

Malgré la différence marquée entre le modèle en courant continu équivalent et celui de PARK, les grandes tendances sont conservées. La régulation permet de filtrer correctement les perturbations dues à la charge pour les basses fréquences, au-dessous de 10 Hz. La résonance à 20 Hz se produisant avec le modèle de PARK marque une absence de sensibilité aux variations de charge autour de cette fréquence, tandis que le modèle « DC équivalent » subit déjà les fluctuations de puissance.

¹⁹ Seule la comparaison des RAT complètes a permis la validation de la réponse en fréquence de rotation. Par contre, les deux types de comparaisons ont permis de valider la réponse en tension POR.

²⁰ Ces inductances peuvent être vues comme une inductance unique, mais de valeur différente suivant les régimes considérés (inductances cyclique, transitoire, subtransitoire). Voir les études fréquentielles complètes [RC°5] § 9 et [RC°6] § 5.2.2.

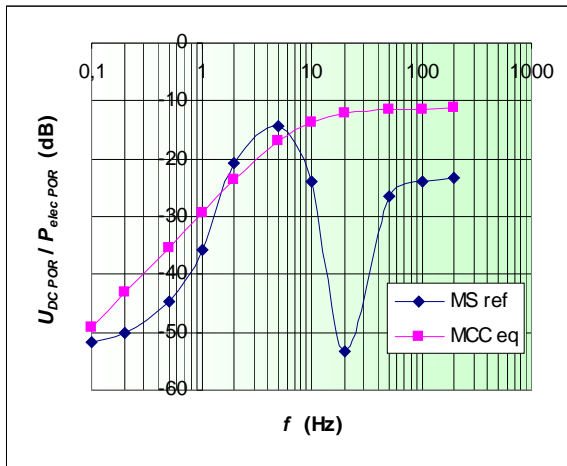


Figure II.44 : Réponse de la tension POR à des variations de charge. Comparaison entre le modèle de RAT complète en Bond Graph et celui de référence existant.

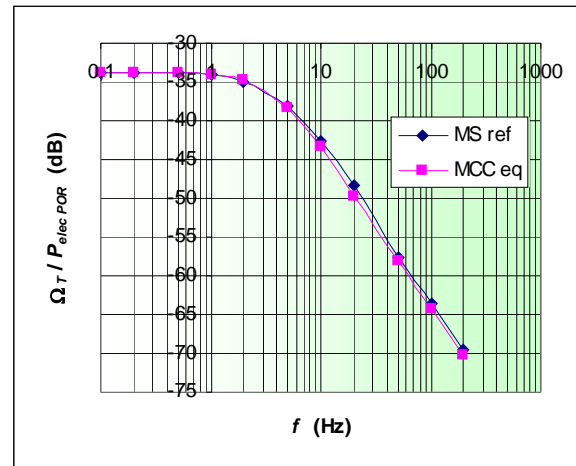


Figure II.45 : Réponse de la vitesse de rotation à des variations de charge. Comparaison entre le modèle de RAT complète en Bond Graph et celui de référence existant.

En ce qui concerne les réponses en vitesse des deux modèles, elles sont semblables. Cette réponse dépend presque uniquement du mode mécanique de la RAT. L'effet de l'inertie de la turbine réalise un filtrage des variations de puissance hautes fréquences. Par contre, les fluctuations de charge au-dessous de quelques hertz se retrouvent sur la vitesse de rotation.

II.6.6 Conclusion sur la modélisation de la RAT

Le modèle de RAT présenté permet d'obtenir d'excellents résultats en régime statique, ce qui est très important dans le cadre d'une étude énergétique.

En ce qui concerne les régimes dynamiques, les résultats sont corrects dans la bande passante de la régulation de tension, ce qui permet de respecter le temps de réponse en tension. Cependant, en analysant de manière plus détaillée les régimes dynamiques, la réponse fréquentielle montre un écart relativement important avec le modèle original de RAT en courant alternatif, au-delà de la bande passante du régulateur de tension. Il conviendra de garder ce domaine de validité à l'esprit dans la suite de l'étude du réseau de secours.

L'imprécision du modèle Bond Graph en régime dynamique provient de l'adoption d'une machine à courant continu équivalente. En cas de nécessité, il conviendrait d'utiliser un modèle de PARK de machine synchrone sous forme de schéma Bond Graph. Les grandeurs du modèle diphasé de PARK étant continues, il serait possible de convertir les grandeurs diphasées directement vers un réseau continu, et d'éviter ainsi la manipulation de grandeurs alternatives. Les avantages de la modélisation en courant continu équivalent seraient donc conservés.

Le redimensionnement de la RAT complète va être effectué à partir de ce modèle Bond Graph avec machine à courant continu équivalente. La structure du modèle présenté ici restera entièrement valable ; seul son paramétrage devra être mis à jour.

II.7 Modèle de similitude

Les principaux équipements du réseau intervenants en secours, à savoir les EHA et la RAT, ont été modélisés précédemment dans ce Chapitre. Les modèles présentés ont été conçus de façon à être suffisamment génériques pour qu'ils puissent s'appliquer à une « gamme » d'EHA et de RAT, selon leurs évolutions technologiques et dimensionnelles. Au cours de ces travaux de thèse, les paramètres de ces modèles étaient connus dans l'application d'un avion en particulier. Or, les programmes de recherche sont fréquemment tournés vers des avions de tailles et de technologies (évolutions vers le « plus électrique ») différentes, en évolution par rapport aux avions récemment conçus. Les puissances et les dimensions des équipements des avions à venir sont donc différentes de celles existantes. Il est alors utile de pouvoir adapter les paramètres d'un modèle d'équipement en fonction du besoin de l'avion. Il s'agit en fait de redimensionner les équipements actuels de manière à les adapter aux besoins futurs.

II.7.1 Principe du redimensionnement par similitudes

Les redimensionnements proposés utilisent des relations de similitude. Le principe de cette méthode repose sur l'étude des variations géométriques d'un équipement [YF00]. Il est ensuite possible d'en déduire les conséquences sur les variations des performances de l'équipement, comme sa puissance par exemple. Au final, les nouvelles grandeurs d'un modèle s'expriment en fonction des grandeurs originales de l'équipement dit « de référence ». Il est alors usuel de définir plusieurs paramètres de variations pour écrire les relations de similitude. Pour une grandeur quelconque χ , le paramètre de variation est défini comme le rapport de cette grandeur sur la grandeur de référence correspondante :

$$\alpha_\chi = \frac{\chi}{\chi_{ref}} \quad (\text{II.65})$$

Certaines hypothèses sont nécessaires afin d'établir des relations de similitude. Une bonne connaissance du composant à redimensionner est indispensable pour écrire correctement les lois de similitude.

Pour des raisons de limitation en temps, il a été décidé de ne pas réaliser de redimensionnement au sujet des EHA. On considèrera donc une consommation globale donnée, à partir de laquelle il s'agira de redimensionner les sources de puissance selon les architectures hybrides et les stratégies de gestion associées. Dans ce cadre, le redimensionnement concernant la RAT est primordial et doit être effectué en détail.

La proposition d'amélioration de la génération électrique de secours présentée au paragraphe I.5 évoque une réduction de la puissance de la source éolienne RAT par son association avec une source de nature différente. Cela suppose d'adapter en similitude la puissance de la RAT afin d'en réduire les dimensions par rapport à celle d'origine.

II.7.2 Redimensionnement de la RAT

La RAT a donc fait l'objet d'un redimensionnement complet par similitudes. Le détail du dimensionnement est placé en Annexe C. Les relations de similitude sont écrites pour chaque paramètre du modèle Bond Graph de la RAT précédemment mis au

point. Les nouvelles valeurs des paramètres s'expriment en fonction des valeurs de référence ainsi que par la connaissance des puissances dimensionnantes. Les relations recherchées doivent alors s'écrire en fonction des deux paramètres de variation concernant respectivement la puissance et le rendement :

$$\alpha_P = \frac{P_{elec}}{P_{elec ref}} \quad (\text{II.66})$$

$$\alpha_\eta = \frac{\eta_{RAT}}{\eta_{RAT ref}} \quad (\text{II.67})$$

Le redimensionnement proposé est valable sous certaines hypothèses, dont les principales sont :

- Les dimensions géométriques restent proportionnelles à celles d'origines.
- La voilure garde les mêmes caractéristiques aérodynamiques, et ainsi la même courbe du coefficient de puissance $c_p(\lambda, \vartheta)$. Cela suppose également que les grandeurs λ et ϑ conservent les mêmes plages de variation.
- La variation du rendement implique une variation des différentes pertes en respectant leurs proportions. Le ratio entre les différentes pertes reste donc constant. Ainsi, si les pertes par frottements représentaient 40 % des pertes totales par exemple, elles représenteront également 40 % dans la nouvelle RAT.
- Les tensions en sortie du générateur conservent les mêmes caractéristiques d'amplitude et de fréquence que le générateur d'origine.

Ces hypothèses sont évidemment contestables. Elles pourraient être remises en causes dans le cas du dimensionnement d'une RAT de puissance très différente à celle de référence, notamment à cause d'éventuels sauts technologiques. Le redimensionnement effectué sous ces hypothèses est donc d'autant plus valable que l'écart entre les puissances dimensionnantes est faible. Il convient alors de réserver la démarche du redimensionnement pour les variations modérées de la puissance dimensionnante. Dans notre cas précis, un rapport de deux sur les puissances est envisagé, ce qui reste raisonnable et permet d'appliquer cette méthode avec sérénité.

II.8 Définition de la mission de l'avion en dernier secours électrique

Dans une approche systémique, la mission de l'avion fait partie intégrante du modèle global du système « avion » dans son environnement. La définition de la mission, s'apparentant finalement à sa modélisation, est aussi importante que la modélisation des équipements (EHA, RAT...) utilisés en dernier secours.

La première partie de ce paragraphe s'attache donc à modéliser la mission de l'avion en dernier secours électrique et présente la réflexion sur le traitement de cette mission. La seconde partie concerne l'application d'un segment de cette mission, en s'intéressant à la consommation des actionneurs de commande de vol dans un cas dimensionnant.

II.8.1 Mission de l'avion en dernier secours

Un aspect global d'une mission de secours avait été montré par la Figure I.7. Il s'agissait d'un cas de perte totale des moteurs intervenant lors d'un vol de croisière. Cette configuration est celle retenue dans l'ensemble de cette thèse pour son aspect très critique, et donc dimensionnant pour les systèmes de secours.

Cette mission complète de l'avion, partant de la pertes des moteurs jusqu'à la fin de l'évacuation des passagers, peut être segmentée tel qu'indiqué sur la Figure II.46. La segmentation s'opère en distinguant les différentes phases de fonctionnement successives : la descente, l'approche au sol jusqu'à l'atterrissage, le freinage jusqu'à l'arrêt de l'avion, et enfin l'évacuation des passagers. Pour chaque segment de mission, les besoins de l'avion diffèrent, ce qui implique également des besoins énergétiques différents.

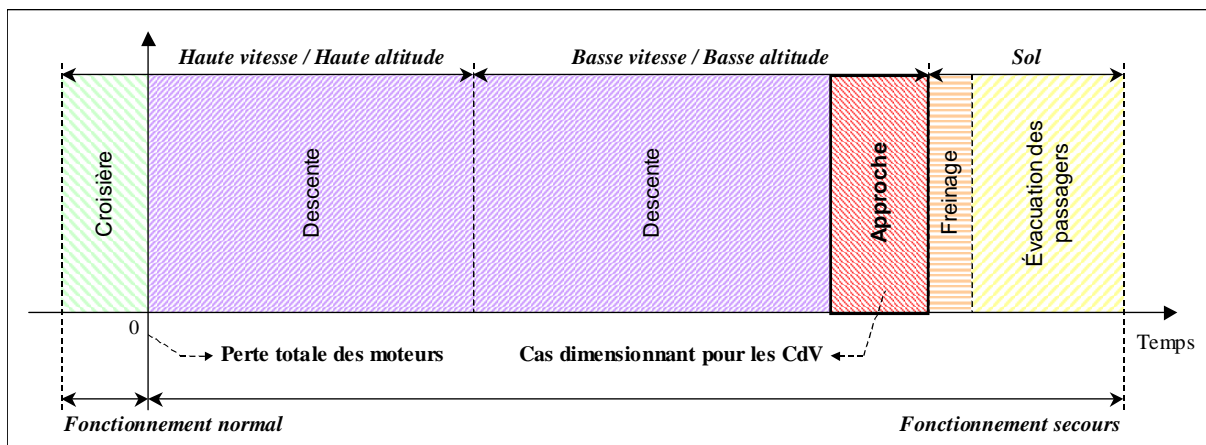


Figure II.46 : Segmentation de la mission : différentes phases de fonctionnement de l'avion après une perte totale des moteurs survenant en vol de croisière.

Parmi ces phases de vol, nous recherchons le « pire des cas », c'est à dire celui qui entraînera la consommation d'électricité la plus forte, qui nous permettra de dimensionner les générateurs de secours.

En particulier, la RAT ayant été conservée comme source de secours potentielle, nous savons que sa disponibilité existe tant que l'avion est en vol. Le dimensionnement d'un tel générateur s'effectue donc dans une phase de vol. Il se trouve que la phase d'approche est plus contraignante que celle de descente. En effet, lors de l'approche au sol, la vitesse de l'avion est réduite, ce qui impose de grands débattements des gouvernes de commande de vol pour diriger l'avion. Ceci entraîne une consommation de puissance forte alors que la RAT se trouve dans son cas le plus critique en terme de potentiel de production de puissance.

De plus, avant l'atterrissage, de nombreuses manœuvres sont effectuées par le pilote afin d'ajuster le positionnement de l'avion face à la cible. Il s'ajoute donc un aspect aléatoire à la mission de vol, dépendant des manœuvres de l'avion, mais également des conditions météorologiques. Un environnement turbulent demandera davantage de corrections par le pilotage qu'un milieu calme.

La mission de vol retenue concerne donc un cas d'**approche au sol** d'un avion à **basse vitesse** (140 nds) **en milieu turbulent** avec des **manœuvres** commandées par le pilote. Cette mission est définie comme la principale mission dimensionnante de notre étude, et sera largement utilisée au cours du Chapitre III.

Cependant, d'autres segments de mission peuvent être tout aussi dimensionnants que cette phase d'approche. Il s'agit en particulier de la phase transitoire après la perte des moteurs, avant que la RAT ne soit en service, et également la phase de freinage au sol. Ces aspects seront abordés dans le Chapitre IV, au paragraphe IV.5.

II.8.2 Consommations d'EHA dans un cas dimensionnant d'approche à basse vitesse

L'un des principaux intérêts de la modélisation d'EHA effectuée dans ce Chapitre est l'obtention de données précises sur la consommation de tels actionneurs lors d'une mission de secours. L'objet de ce paragraphe est de donner quelques exemples de puissances absorbées par des EHA dans le cadre de la mission particulière mentionnée ci-dessus.

Les données d'entrées permettant d'obtenir la puissance absorbée par un actionneur de commande de vol sont le moment de charnière sur la gouverne accouplée à l'actionneur, ainsi que sa consigne de position. Ces données « aérodynamiques » concernent un échantillon de la phase d'approche dimensionnante. L'échantillon retenu possède une durée de 95 secondes.

La puissance absorbée par un actionneur « d'aileron », obtenue avec notre modèle Bond Graph d'EHA, est donnée en Figure II.47. Cette puissance prend parfois des valeurs négatives. Cela s'explique par la réversibilité en puissance des EHA utilisés. Ceux-ci fonctionnent parfois en générateur, en renvoyant de l'énergie sur le réseau²¹.

²¹ Le profil de puissance absorbé par des EHA qui n'exploitent pas leur réversibilité en puissance est quelque peu différent. C'est le cas des EHA actuellement utilisés sur avion, étant munis d'un redresseur en tête à diodes. Cependant, l'écart de consommation entre l'usage d'EHA réversibles et non-réversibles est relativement faible (inférieur à quelques pour-cent, comme expliqué au paragraphe IV.4.3).

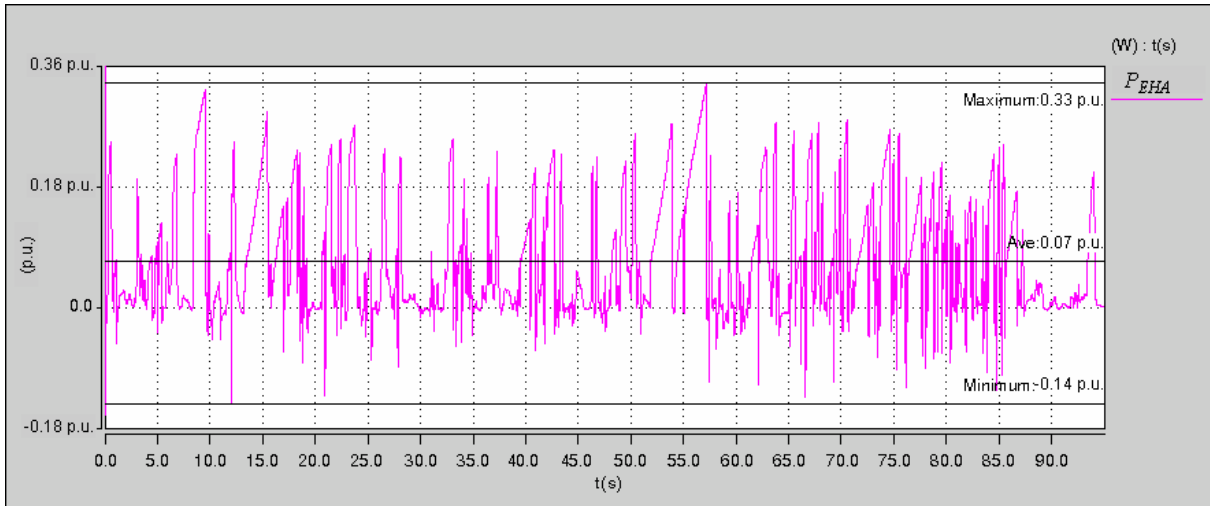


Figure II.47 : Puissance absorbée par un EHA d'« aileron » de l'avion, dans le cadre de la mission dimensionnante de secours : approche à basse vitesse.

Bien que la modélisation précédente porte sur un actionneur d'« ailerons », la structure des modèles Bond Graph présentés reste valable quel que soit l'EHA et la surface commandée (spoilers, gouvernes de direction et de profondeur). Après paramétrage, l'ensemble des actionneurs a été placé dans une unique simulation afin de déterminer la puissance électrique totale nécessaire pour actionner les commandes de vol dans notre cas dimensionnant.

La puissance absorbée par l'ensemble des EHA de l'avion est donnée en Figure II.48. Ce profil de puissance est très fluctuant ; des pointes de très courtes durées (à l'échelle de la mission) interviennent fréquemment. Les pointes absorbées par les actionneurs atteignent 30 kW et celles générées atteignent 4,5 kW. Ces valeurs sont élevées compte tenu de la valeur moyenne de la puissance absorbée, égale à 5,5 kW seulement. Le rapport entre les puissances maximale et moyenne vaut près de six.

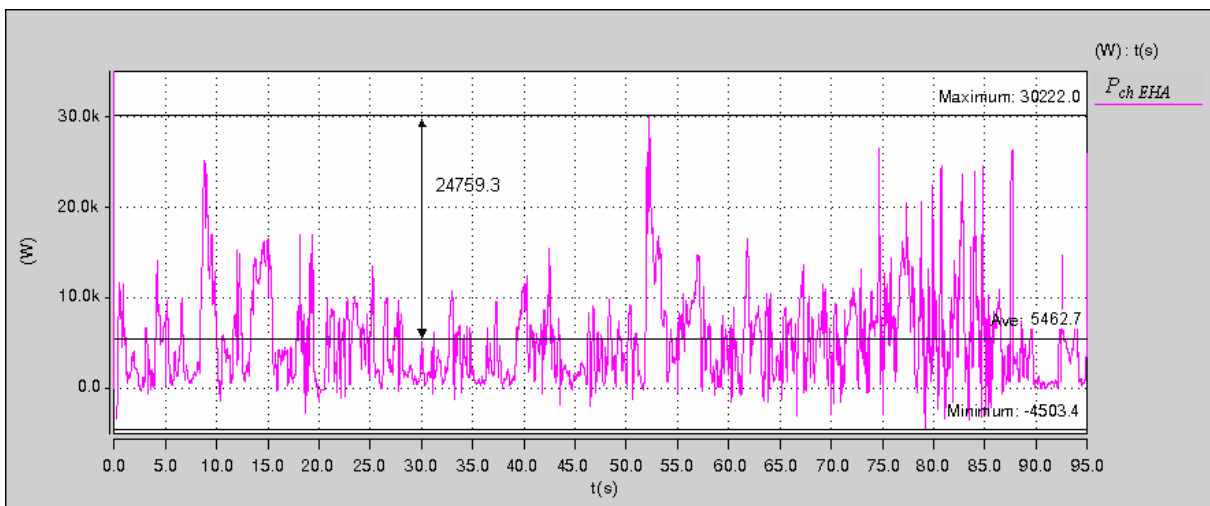


Figure II.48 : Puissance absorbée par l'ensemble des EHA de l'avion, dans le cadre de la mission dimensionnante en secours : approche à basse vitesse.
(Echelle des puissances donnée à titre indicatif.)

II.8.3 Conclusion sur la mission

La définition de la mission doit être segmentée. A chaque segment correspond un besoin propre en énergie et en puissance, et il est préférable d'étudier chacun d'eux de manière isolée.

Le segment principal est, à notre sens, celui concernant l'approche au sol, correspondant à la mission de vol dimensionnante. Le profil de puissance en découlant a été tracé en Figure II.48, et sera repris dans l'étude présentée au Chapitre III. Les autres segments de mission seront considérés en partie par la suite, au Chapitre IV.

En observant le profil de puissance évoqué précédemment, on s'aperçoit que la mission est intimement liée aux équipements (EHA). En effet, la consommation de ces équipements est dépendante des EHA, mais surtout de leurs sollicitations. Cet exemple montre bien l'intérêt de disposer de modèles « à finalité intégrée », autrement dit « à mission intégrée ».

II.9 Conclusion

Dans ce Chapitre, la mise en place d'un modèle systémique permettant d'appréhender globalement les couplages énergétiques a nécessité la définition de modèles d'équipements « à moindre coût », faciles à associer dans un contexte « système ». Ainsi nous avons fait le choix d'une modélisation en continu équivalent 270 V DC qui permet de réduire significativement les temps de simulation.

La création de modèles en Bond Graph contribue également à ce point, en choisissant le niveau de modélisation adéquat et en évoluant simplement dans la finesse de représentation. Elle permet aussi, grâce à la prise en compte de la causalité, d'assurer la compatibilité d'association des constituants entre eux dans le respect des contraintes de compatibilité énergétique.

Le formalisme Bond Graph permet enfin d'avoir une représentation homogène d'un système multidomaine. Il offre aussi un certain nombre d'avantages cités au paragraphe II.5.7 ; à savoir l'évolutivité, et une bonne appréhension des phénomènes physiques.

Les modèles Bond Graph réalisés ici sont utilisés sous *Saber* après avoir été traduit en schéma électrique équivalent. A terme, il est envisagé de représenter l'ensemble du réseau secours sous forme de schéma Bond Graph (de la source aux consommateurs), directement sous *Saber*. Cela permettra de visualiser les échanges d'énergies et de puissances de façon simple.

De plus, les modèles de conception réalisés sont modifiables et transposables à d'autres dimensions, répondants à des cahiers des charges différents. L'exemple de la RAT le montre bien, puisque son redimensionnement a été réalisé dans ce Chapitre. Nous avons ainsi montré qu'il est possible, en se basant sur un dimensionnement « de référence », de recalculer en similitude les paramètres de la RAT selon l'évolution de la puissance dimensionnante.

Une mission de secours après une perte totale des moteurs comporte plusieurs phases totalement différentes et peut excéder trente minutes au total. Une segmentation de la mission permet d'étudier chaque phase de manière précise. Le principal segment « dimensionnant » a été clairement défini, et concerne la phase d'approche au sol. Afin d'alléger les simulations, un échantillon de cette mission de quelques minutes seulement sera utilisé dans le prochain Chapitre relatif aux architectures et stratégies d'hybridation de la RAT par un organe de stockage. Les résultats seront transposés à l'échelle de la mission.

Chapitre III

Hybridation des sources de secours électriques

L'association d'un système de stockage à la RAT permet de tirer profit de ces deux sources de nature différente. En effet, comme déjà évoqué au paragraphe I.5, le système de stockage sera capable de fournir des puissances conséquentes, mais pendant de courtes durées par rapport à la mission de vol : on parle de « source de puissance ». A l'opposé, la RAT sera capable de fournir une puissance modérée pendant un temps infini : on parle de « source d'énergie ».

Ce Chapitre présente les différentes associations de ces deux types de sources et les stratégies de gestion d'énergie possibles pour les utiliser au mieux.

Dans un premier temps, une rapide étude concernant l'utilisation de plusieurs moyens de stockage sera réalisée. Elle s'intéresse aux batteries, aux supercondensateurs et aux accumulateurs cinétiques, ou roues à inertie.

Ensuite, les supercondensateurs, bien adaptés à la mission en secours, seront mis à contribution dans le cadre d'une étude poussée de l'hybridation. Une méthode de dimensionnement d'un tel dispositif de stockage sera proposée et validée lors des simulations.

De nombreuses stratégies de commande des sources hybridées seront décrites et comparées. Les premières concernent une commande réalisant un filtrage harmonique à l'aide du système de stockage. Une stratégie plus évoluée sera ensuite proposée afin d'optimiser l'utilisation de chaque source en fonction de leurs propriétés.

La dernière partie de ce Chapitre traite d'une hybridation des deux sources sans l'adjonction d'un convertisseur statique. Nous verrons que cette solution offre une grande efficacité énergétique, mais quelques contraintes d'utilisation.

III.1 Structure et stratégie d'hybridation, et besoin associé en énergie/puissance

Ce paragraphe présente la solution adoptée pour la l'hybridation du système de génération de secours. Pour cette structure d'hybridation, il est possible d'exprimer la puissance que doit fournir chacune des sources de secours, et ainsi de les dimensionner.

III.1.1 Structure d'hybridation

Le type d'hybridation étudié met en œuvre une unique source de puissance ainsi qu'une unique source d'énergie. La source de puissance est constituée d'un système de stockage, et celle d'énergie d'une RAT, comme cela avait été évoqué au paragraphe I.5.2, Figure I.11. Des solutions mixtes utilisant simultanément deux moyens de stockage différents pourraient être intéressantes, mais ne font pas l'objet d'une étude ici²².

Le rôle du système de stockage est de fournir les pointes de puissance nécessaires aux consommateurs, ou plus généralement la puissance fluctuante. De cette manière, la RAT fournit une puissance proche de la puissance moyenne absorbée par ces mêmes consommateurs, et son dimensionnement peut être réduit.

La structure étudiée mettant en œuvre une seule RAT, la puissance qu'elle doit fournir est la totalité de la puissance moyenne absorbée par les charges du réseau. De la même manière, puisqu'un seul système de stockage est associé à la RAT, la puissance que doit fournir celui-là correspond à la totalité de la puissance fluctuante de ces mêmes charges.

III.1.2 Puissance absorbée par les charges du réseau

La génération de secours, intégrant une RAT avec un moyen de stockage, doit fournir l'ensemble des besoins « essentiels » en énergie et en puissance du réseau. Conformément à ce qui a été décrit au sujet de la consommation des divers consommateurs du réseau au paragraphe II.4.2.2 et de la mission de vol au paragraphe II.8.2, le profil de puissance dimensionnant de l'ensemble des consommateurs du réseau secours est celui de la Figure III.1. Il se compose donc de la part des charges constantes, supposée égale à 20 kW, et de la part des charges fluctuantes due aux EHA, atteignant des valeurs d'environ 30 kW. Ce profil fait alors apparaître une puissance moyenne de 25,5 kW et une puissance fluctuante de 25 kW.

²² Cependant, l'utilisation de deux sources de nature différente (batterie d'accumulateurs et supercondensateurs) est évoquée au Chapitre IV, paragraphe IV.6.4.

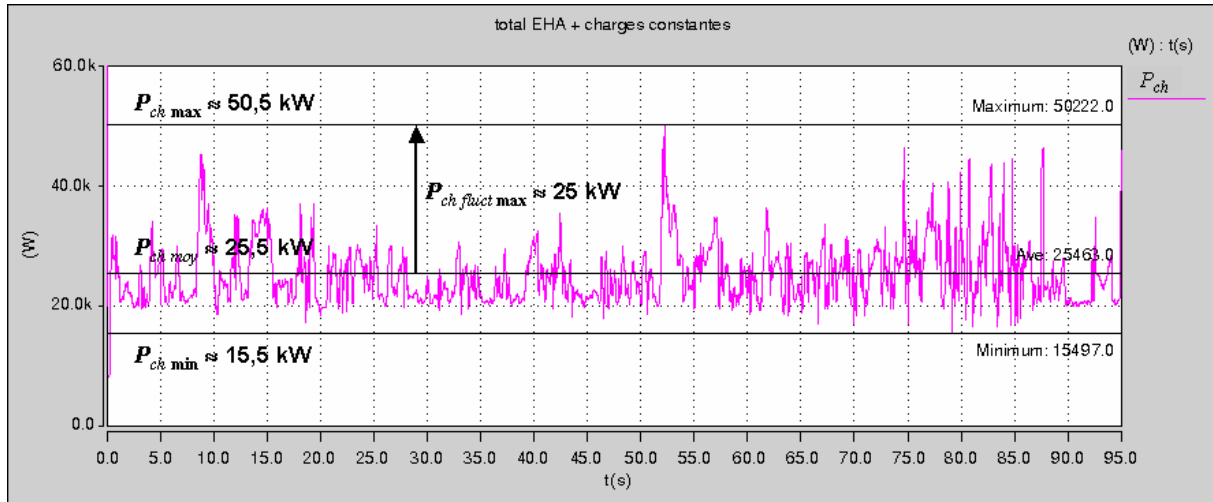


Figure III.1 : Puissance demandée par les charges du réseau (cas de la mission de secours dimensionnante à 140 nds).

III.1.3 Prédimensionnement des sources

III.1.3.1 Vision conventionnelle

La représentation de la génération de secours avec les consommateurs est donnée en Figure III.2. Le réseau est supposé en courant continu, comme cela a été choisi au paragraphe II.4.1. Les différentes sources de secours sont connectées sur un bus continu, commun au réseau, sur lequel sont connectées les charges.

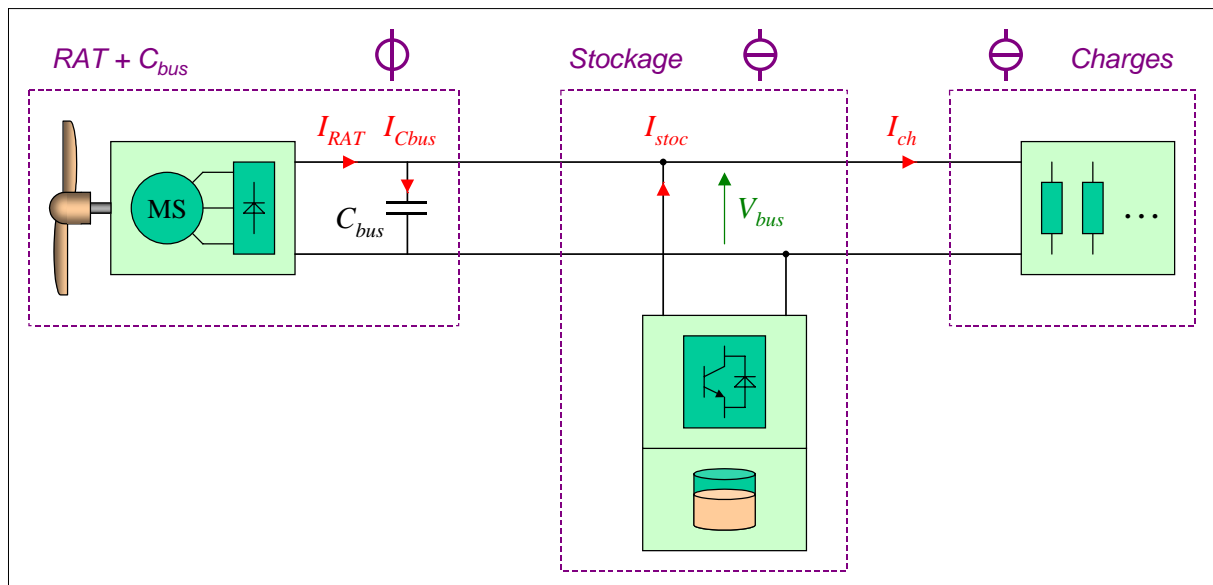


Figure III.2 : Association de la RAT et d'un système de stockage. Vision conventionnelle : tension régulée par la RAT (stockage « esclave » : source de courant).

La RAT conserve son caractère source de tension actuel (en l'absence d'hybridation). Le système de stockage est quant à lui vu comme une source de courant, tout comme les consommateurs. Le contrôle de la tension du réseau est donc effectué par la RAT. Le stockage se contente de délivrer un courant dépendant des performances

souhaitées. Nous attribuons alors le qualificatif « esclave » au système de stockage, puisque la RAT garde la maîtrise de la tension du réseau.

La puissance moyenne absorbée par les actionneurs ainsi que la puissance des autres consommateurs constants devra être fournie par la RAT, à savoir respectivement : $5,5 \text{ kW} + 20 \text{ kW} = 25,5 \text{ kW}$ au total.

Auparavant, la RAT devait fournir la totalité de la puissance, soit la somme des puissances fluctuante et moyenne : respectivement $25 \text{ kW} + 25,5 \text{ kW} = 50,5 \text{ kW}$. Son dimensionnement pour cette vitesse avion de 140 nds avait été réalisé pour une puissance de 57 kW. Cela permettait d'obtenir une marge de dimensionnement de 6,5 kW, soit un peu plus de 10 %.

Pour la nouvelle RAT associée au système de stockage, la même marge de surdimensionnement est appliquée, ce qui donne la puissance de dimensionnement de la RAT : $25,5 \text{ kW} + 6,5 \text{ kW} = 32 \text{ kW}$ à 140 nds.

Le système de stockage doit être capable de fournir les pointes de puissance absorbées par les consommateurs. Son dimensionnement est donc réalisé directement à cette valeur crête, soit 25 kW. Aucune marge de dimensionnement n'est affectée au stockage, car la RAT, « maître » du réseau, a un surdimensionnement suffisant pour fournir d'éventuelles surcharges.

Le Tableau III.1 ci-dessous rassemble les différentes puissances dimensionnantes. Le dimensionnement proposé garantit bien une puissance totale disponible en secours de 57 kW à 140 nds.

Tableau III.1 : Dimensionnement en puissance des sources pour un stockage « esclave ».

Consommation des charges du réseau	Génération de secours (sources)		
	Sans stockage	Avec stockage	
	Dimensionnement RAT	Dimensionnement RAT	Dimensionnement stockage
$P_{ch \max} = 50,5 \text{ kW}$	$50,5 \text{ kW} + 6,5 \text{ kW} = 57 \text{ kW} @ 140 \text{ nds}$	<i>puiss. non considérée</i>	<i>puiss. non considérée</i>
$P_{ch \text{ moy}} = 25,5 \text{ kW}$	<i>puiss. non considérée</i>	$25,5 \text{ kW} + 6,5 \text{ kW} = 32 \text{ kW} @ 140 \text{ nds}$	<i>puiss. non considérée</i>
$P_{ch \text{ fluct max}} = 25 \text{ kW}$	<i>puiss. non considérée</i>	<i>puiss. non considérée</i>	25 kW

Ce dimensionnement en puissance des sources donne les valeurs effectives qu'elles doivent être capables de fournir. Les pertes de puissance doivent être prises en compte lors du dimensionnement détaillé de chaque source. Du point de vue énergétique, les pertes dissipées par le système de stockage devront être compensées par une augmentation de l'énergie fournie par la RAT. Ces dissipations se traduisent par une augmentation de la puissance moyenne à fournir par la RAT, qui doit alors fournir la puissance moyenne perdue dans le système de stockage. Cependant, la puissance perdue en moyenne est très faible (cf. résultats de simulation § III.4.1.7), et ne requiert pas de surdimensionnement particulier de la RAT.

III.1.3.2 Vision duale

La solution conventionnelle exposée dans le paragraphe précédent reste fidèle au fonctionnement actuel du réseau de secours dans la mesure où la RAT se charge de réguler la tension du réseau. Une vision duale des sources est cependant envisageable. Le schéma en Figure III.3 propose d'inverser la nature des sources. Le système de stockage prend le caractère source de tension, et la RAT prend alors les propriétés d'une source de courant.

Les composants de la génération de secours sont inchangés, seules les commandes permettent cette inversion de nature des sources. Le déplacement du condensateur de bus près du système de stockage n'est que symbolique. Ceci est effectué afin de montrer l'importance qu'a ce condensateur dans l'affectation des types de sources (tension/courant).

Cette vision des sources permettra entre autre d'imaginer une commande optimisant le fonctionnement de la RAT, du type Maximum Power Point Tracking (MPPT).

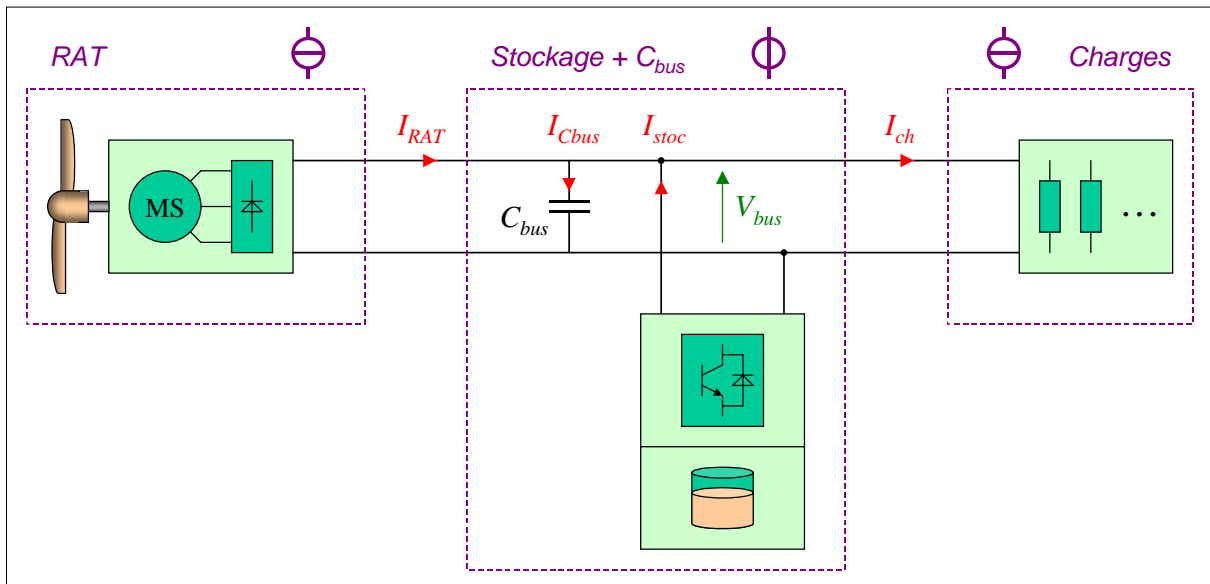


Figure III.3 : Association de la RAT et d'un système de stockage. Vision duale : tension régulée par le stockage (stockage « maître » : source de tension).

La dualité des sources ne s'arrête pas à leur nature « tension » ou « courant ». En effet, le système de stockage est désormais « maître » de la tension du réseau. Cela signifie qu'il devra réagir suffisamment rapidement aux variations de charge du réseau afin de maintenir une tension stable. Il apparaît alors plus naturel d'attribuer au stockage la marge de dimensionnement de la génération globale de secours. La marge de 6,5 kW auparavant attribuée à la RAT est maintenant appliquée au stockage. Celui-ci voit donc sa puissance de dimensionnement passer de 25 kW à 31,5 kW.

Par le fait, la RAT bénéficie d'une diminution de sa puissance nominale, passant de 32 kW à 25,5 kW.

Le Tableau III.2 suivant rassemble les différentes puissances dimensionnantes. Le dimensionnement proposé garantit toujours une puissance totale disponible en secours de 57 kW à 140 nds.

Tableau III.2 : Dimensionnement en puissance des sources pour un stockage « maître ».

Consommation des charges du réseau	Génération de secours (sources)		
	Sans stockage	Avec stockage	
	Dimensionnement RAT	Dimensionnement RAT	Dimensionnement stockage
$P_{ch\ max} = 50,5\ kW$	50,5 kW + 6,5 kW = 57 kW @ 140 nds	<i>puiss. non considérée</i>	<i>puiss. non considérée</i>
$P_{ch\ moy} = 25,5\ kW$	<i>puiss. non considérée</i>	25,5 kW @ 140 nds	<i>puiss. non considérée</i>
$P_{ch\ fluct\ max} = 25\ kW$	<i>puiss. non considérée</i>	<i>puiss. non considérée</i>	25 kW + 6,5 kW = 31,5 kW

III.1.4 Conclusion sur la structure et les stratégies d'hybridation

Le choix d'hybrider une seule source de puissance à la RAT pour l'ensemble du réseau permettra d'étudier facilement l'intérêt du système de stockage. Le profil de puissance des charges du réseau permet de dimensionner directement chacune des deux sources. Ces dimensionnements sont valables quel que soit le système de stockage.

Cette architecture hybride de la génération de secours reste dimensionnée pour être capable de fournir une puissance de 57 kW, tout comme la génération initiale avec la seule RAT. Une différence intervient cependant dans l'utilisation de cette puissance. Avec une simple RAT, cette puissance peut être fournie pendant un temps infini, du moins tant que la vitesse de l'avion est suffisante. Avec une génération hybride, seule une partie de cette puissance est susceptible d'être fournie pendant un temps infini. Le complément n'est disponible que pendant un laps de temps réduit par rapport à la mission de vol, jusqu'à ce que le moyen de stockage soit déchargé.

III.2 Choix du moyen de stockage

Ce paragraphe présente les différents moyens de stockage qu'il est possible d'associer avec la RAT. Les hybridations proposées concernent toujours un unique système de stockage associé à la RAT.

Les moyens de stockage proposés ici sont les batteries d'accumulateurs, les supercondensateurs et les roues à inertie. Chaque source de stockage est analysée et critiquée avant de proposer un choix pour la suite des études.

III.2.1 Hybridation RAT – batterie d'accumulateurs

Ce premier moyen de stockage étudié se justifie pour une raison simple : entre deux et quatre batteries sont actuellement embarquées sur les avions Airbus. Comme présenté en paragraphe I.2, ces batteries sont déjà utilisées en dernier secours. Cependant, il serait intéressant de coupler leur fonction actuelle en dernier secours et la fonction de source de puissance en hybridation de la RAT.

Dans un premier temps, le dimensionnement du système de stockage est donc très simple, puisqu'il s'agit d'utiliser une des batteries actuellement présentes sur avion. Prenons par exemple une batterie possédant une capacité de 50 Ah, sous une tension nominale de 24 V.

Le besoin en puissance est la fourniture des variations de puissances absorbées sur le réseau, et a donc une valeur d'approximativement 25 kW en pointe (cf. Figure III.1). Sous une tension de 24 V, le courant maximal qui sera fourni par la batterie sera supérieur à 1 000 A, soit supérieur à 20 fois la capacité d'une batterie de 50 Ah²³. Ce courant très élevé pourrait néanmoins être acceptable dans la mesure où il apparaît très ponctuellement pendant de courtes durées. De plus, un tel courant est parfois demandé à la batterie actuellement utilisée pour les démarrages du groupe APU.

Une étude poussée concernant l'utilisations de ces batteries a été menée [RC^o7]. Un modèle simple de batterie a été employé, constitué d'une source de tension en série avec une résistance [JR03]. Cette modélisation est valable dans le cas d'une batterie Li-Ion. Cette technologie a été introduite plutôt que les batteries Ni-Cd actuellement utilisées car elles seront probablement généralisées dans le futur.

Batteries d'accumulateurs : une analyse non-concluante pour le secours électrique

En théorie, l'utilisation des batteries « avion » actuelles comme source de puissance fonctionne correctement. Avec l'association de deux de ces batteries, les performances sont conformes aux attentes ; la RAT peut être dimensionnée à la baisse. Par contre, une seule batterie ne permet pas d'obtenir un tel résultat, car la puissance qu'elle peut fournir est inférieure à 14 kW, au lieu des 25 kW nécessaires.

Sur notre architecture de référence (cf. § I.2.2), cela signifie qu'il faudrait utiliser la batterie 2 (actuellement non-utilisée en secours) et la batterie APU. De cette manière,

²³ Les fabricants de batteries ont pour usage de donner les courbes de décharge en fonction du courant libéré (en A) exprimé en multiple de la valeur de la capacité (en Ah).

les batteries 1 et ESS resteraient exclusivement dédiées aux autres systèmes électriques DC, lesquels nécessitent une tension stable. Or, la batterie APU est située à l'arrière de l'avion, ce qui rend impossible son utilisation pour le stockage à cause des longueurs de câbles (cf. Figure II.4). Deux possibilités sont offertes :

- l'ajout d'une batterie supplémentaire dédiée au stockage, en pointe avant, à côté des batteries 1, 2 et ESS ;
- le déplacement de la batterie APU à l'avant de l'avion, ce qui nécessite de revoir le démarrage APU, en utilisant le réseau secours par exemple (cf. § IV.6.2).

Quoi qu'il en soit, l'utilisation des batteries actuelles introduit un fort écart de tension entre le bus DC (270 V) et les batteries (24 V). En l'absence d'utilisation de batteries haute tension (supérieure à une centaine de volts) le convertisseur DC-DC utilisé devrait être complexifié en pratique à cause du fort écart entre les niveaux de tension rencontrés. Un simple hacheur à une seule cellule de commutation serait mal adapté dans ce cas. La masse du convertisseur serait donc importante.

Ce point va donc en défaveur de l'utilisation des batteries actuelles dans le système de stockage. Malheureusement, l'utilisation de batteries plus adaptées à notre application n'offre pas non-plus de finalité très intéressante en terme de masse. L'inconvénient des batteries pour notre application est leur faible puissance massique. De plus, il n'est pas raisonnable de charger des batteries avec des courants supérieurs à plusieurs fois leur capacité, qu'il s'agisse de batteries Li-Ion ou d'autres technologies, et ce malgré leur fabrication privilégiant une forte puissance massique. D'une manière générale, les batteries sont avantageuses dans les applications nécessitant une forte énergie massique. L'utilisation de supercondensateurs, moins performants en terme d'énergie, mais davantage en terme de puissance, semble mieux appropriée pour la mission de secours, pour laquelle les appels de puissance sont brefs (quelques secondes).

III.2.2 Hybridation RAT – supercondensateur

Les supercondensateurs sont des composants de nature très basse tension, au même titre que les autres convertisseurs d'énergie électrochimiques. Cependant, leur mise en série est facilement envisageable moyennant un système d'équilibrage des éléments. Certains fabricants proposent même des modules de plusieurs dizaines de volts, qu'il est encore possible d'associer en série pour accroître la tension de service.

Les supercondensateurs peuvent donc être exploités en haute tension, proche de la tension du réseau continu 270 V. Cela est particulièrement intéressant, car l'emploi d'un convertisseur statique simple, de type « buck/boost » à une seule cellule de commutation, est envisageable pour interfacer les supercondensateurs au réseau. Grâce à cette structure simple du convertisseur, une masse relativement faible est attendue.

Le dimensionnement de la supercapacité pour la présente application ne semble pas contraignant. La masse et le volume engendrés sont relativement faibles.

Plusieurs essais en simulations ont montré un fort potentiel de cette technologie d'éléments de stockage. Il faut cependant veiller à ce que la tension du supercondensateur ne chute pas excessivement afin de garantir le bon fonctionnement du système. En effet, l'énergie contenue dans la supercapacité est plus faible que dans une batterie, ce qui lui confère une aptitude à se décharger assez rapidement. C'est pourquoi la tension du supercondensateur doit impérativement être contrôlée.

Supercondensateurs : un bilan intéressant

Comme pressenti initialement, les supercondensateurs sont bien adaptés pour cette application de stockage. Les échelles de temps de variation des puissances sont trop courtes pour que les batteries d'accumulateurs soient avantageuses. La masse du système de stockage avec supercondensateurs est inférieure à celle d'un système équivalent avec batteries d'accumulateurs. La fréquence des cyclages est également mieux appréciée par les supercondensateurs, améliorant la durée de vie des éléments de stockage.

III.2.3 Hybridation RAT – roue à inertie

Les roues à inerties sont souvent proposées dans des structures les associant à des réseaux électriques. Il est parfaitement envisageable de les utiliser dans le cadre d'une hybridation avec la RAT.

Généralement, ces roues sont couplées à des machines synchrones, et raccordées à un réseau par l'intermédiaire d'un ensemble redresseur-onduleur [LL04]. Elles sont particulièrement intéressantes dans des applications de forte puissance. Leur aptitude à fournir des puissances rapidement variables les rendent attrayantes pour des applications de qualité réseau.

Roue à inertie : un système prometteur ?

L'étude d'hybridation de la RAT avec une roue à inertie n'a pas été réalisée en détail. Cependant, ses caractéristiques lui permettent de prétendre à un fonctionnement et une masse proches de ceux des supercondensateurs (cf. plan de RAGONE Figure I.8).

Solution alternative : stockage inertiel RAT

Un autre moyen permettrait le stockage d'énergie cinétique. La turbine de la RAT possède déjà une inertie assez élevée grâce à ses dimensions conséquentes. Sa vitesse de rotation étant également élevée (quelques milliers de tr/min), l'énergie stockée dans la turbine n'est pas négligeable. L'augmentation volontaire de l'inertie de la turbine pourrait s'avérer intéressante en terme de stockage d'énergie.

Une étude de l'influence de l'inertie de la RAT sur son dimensionnement a été menée. Dans le cadre d'une mission de vol, plusieurs valeurs d'inertie ont été « testées », et ce pour deux dimensionnements différents de la RAT. L'observation de l'angle de calage des pales ϑ est intéressante, car elle est liée à la vitesse de rotation de la turbine. De plus, quel que soit le dimensionnement de la RAT, la plage de variation de cet angle est fixe, comme convenu lors des hypothèses du redimensionnement au paragraphe II.7.

La Figure III.4 montre l'allure de l'angle ϑ pour trois valeurs d'inertie. La première valeur correspond à l'inertie réelle de la RAT. La seconde et la troisième valeur correspondent respectivement à deux fois et trois fois l'inertie réelle. Le résultat est parlant : plus l'inertie est élevée, moins l'angle varie. Rappelons que ces variations correspondent à des variations de charges d'origine électrique. La Figure III.5 montre le même phénomène pour un dimensionnement de la RAT 5 kW inférieur au précédent. On constate sur ces graphiques qu'en doublant l'inertie et en diminuant la puissance dimensionnante de 5 kW, l'angle atteint des valeurs un peu plus faibles. Cela signifie

que, sur un profil de mission possédant ces dynamiques, le gain en dimensionnement obtenu par le doublement de l'inertie est inférieur à 5 kW, soit seulement 5 à 10 % de la puissance dimensionnante.

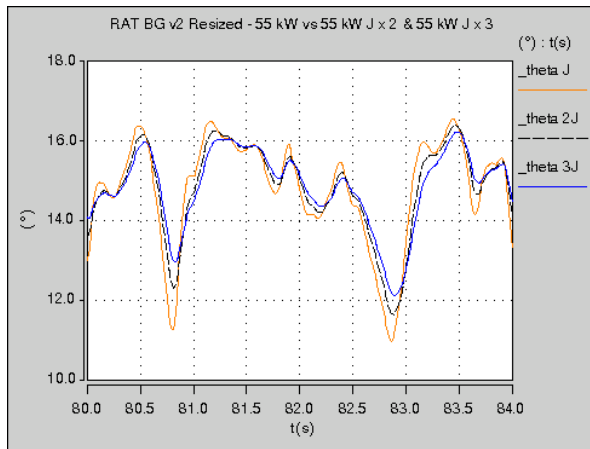


Figure III.4 : Influence de l'inertie de la RAT pour un dimensionnement à 45 kW.

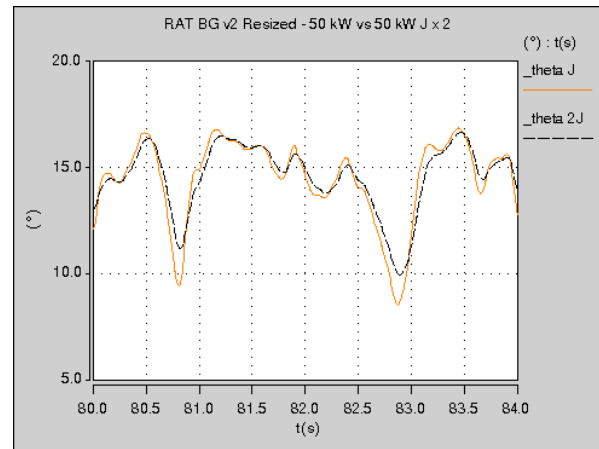


Figure III.5 : Influence de l'inertie de la RAT pour un dimensionnement à 40 kW.

Le gain en dimensionnement n'est pas spectaculaire, mais est intéressant dans la mesure où le doublement de l'inertie de la turbine peut être obtenu en ajoutant une très faible masse. En effet, il suffit de disposer d'une masse de l'ordre du kilogramme en bout des deux pales.

Il paraît donc peu coûteux en terme de masse d'augmenter la valeur de l'inertie d'un rapport deux. Par contre, les caractéristiques aérodynamiques de la turbine ne doivent pas être dégradées. La faisabilité mécanique et aérodynamique d'un tel ajout de masse reste à confirmer.

III.2.4 Choix du moyen de stockage : le supercondensateur, un bon compromis

Le Tableau III.3 ci-dessous récapitule très brièvement les points forts et les inconvénients de chaque moyen de stockage dans le cadre de la mission dimensionnante retenue.

Tableau III.3 : Synthèse comparative des moyens de stockage dans le cadre de la mission de vol.

Moyen de stockage	Avantages	Inconvénients
Batterie d'accumulateurs	Système connu, forte énergie stockée	Faible aptitude pour les puissances élevées
Supercondensateur	Relativement mature, forte puissance massique	Faible énergie stockée
Roue à inertie	Puissance massique importante	Peu connue
Inertie RAT	Simple et efficace	Stockage très limité

Compte tenu des éléments mentionnés auparavant, les supercondensateurs ont été retenus pour réaliser une étude approfondie de l'hybridation de la RAT avec un moyen de stockage. Le profil de mission très fluctuant ayant une dynamique élevée, les supercondensateurs semblent constituer la source de puissance la mieux adaptée dans le but de réduire la puissance dimensionnante de la RAT.

III.3 Méthode de dimensionnement d'un supercondensateur

L'élément de stockage retenu pour l'étude d'hybridation de la RAT est le supercondensateur. Avant d'étudier les différentes stratégies de commande et de dimensionner précisément le système de stockage global pour chacune de ces stratégies, il nous a paru utile de consacrer un paragraphe au dimensionnement d'un supercondensateur, et en particulier à la méthode employée. Ce paragraphe est aussi l'occasion de présenter le modèle de supercondensateur qui est employé pour cette étude.

Les applications numériques concernent le système de stockage dimensionné pour 25 kW. Le prédimensionnement de la supercapacité sur un critère purement énergétique est d'abord proposé. Ensuite, l'utilisation des diagrammes énergie-puissance permet un dimensionnement plus précis du supercondensateur dans son application particulière (cf. [RC°7] Annexe 5).

III.3.1 Modélisation du supercondensateur

Comme il a été précisé au début du Chapitre II, il est important de choisir le modèle « juste suffisant » pour l'application envisagée. Des modèles très complets de supercondensateurs sont proposés dans la littérature, prenant en compte tous les phénomènes propres à ces composants [CV02]. Or, le modèle recherché dans notre application doit simplement rendre compte de l'énergie stockée, et de la manière dont il est possible de l'exploiter. Le modèle finalement retenu est celui présenté en Figure III.6.

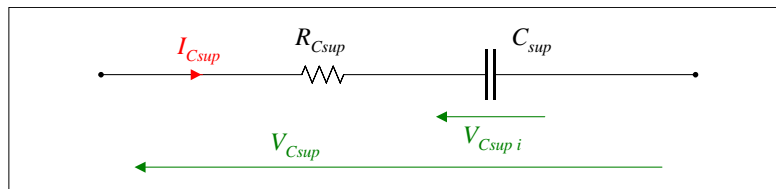


Figure III.6 : Modèle de supercondensateur retenu.

La capacité C_{sup} représente en fait la capacité de double couche, et R_{Csup} la résistance série d'électrolyte, d'électrode, de séparateur, etc. [CV02]. Le phénomène d'autodécharge est négligé, car le supercondensateur sera sollicité trop fréquemment pour que son effet soit perceptible. Les autres phénomènes « parasites » sont également négligés.

III.3.2 Prédimensionnement de la capacité

La supercapacité a pour rôle de fournir la puissance fluctuante absorbée par le réseau de bord. L'énergie stockée dans la capacité doit donc être suffisante vis-à-vis de la fluctuation d'énergie demandée par le réseau. Le dimensionnement minimum de la supercapacité proposé ici se base sur ce critère énergétique (cf. [GG05] Partie 1).

L'énergie stockée dans le supercondensateur est notée W_{Csup}^* , et s'exprime, en négligeant la résistance interne :

$$W_{Csup}^* = \frac{1}{2} \cdot C_{sup} \cdot V_{Csup}^2 \quad (\text{III.1})$$

En fonction de la profondeur de décharge²⁴ adoptée, l'énergie exploitable du supercondensateur va changer. Cette variation d'énergie s'exprime :

$$\Delta W_{C_{sup}}^* = \frac{1}{2} \cdot C_{sup} \cdot (V_{C_{sup} \max}^2 - V_{C_{sup} \min}^2) \quad (\text{III.2})$$

Une profondeur de décharge égale à 50 %, soit $V_{C_{sup} \max} / 2$, est généralement adoptée dans ce type d'application [GC01]. Elle permet en effet d'exploiter 75 % de l'énergie maximale stockable tout en restant dans la moitié haute de la tension de supercapacité. L'énergie exploitable est alors :

$$\Delta W_{C_{sup}}^* = W_{C_{sup} 100\% \text{ EdC}}^* - W_{C_{sup} 25\% \text{ EdC}}^* = \frac{3}{8} \cdot C_{sup} \cdot V_{C_{sup} \max}^2 \quad (\text{III.3})$$

Au niveau du réseau, l'énergie absorbée par les charges s'exprime par l'intégrale de la puissance des charges :

$$W_{ch} = \int P_{ch} \cdot dt \quad (\text{III.4})$$

Une partie seulement de cette énergie est à fournir par le système de stockage, et s'écrit :

$$W_{stoc} = \int P_{stoc} \cdot dt = \int (P_{ch} - P_{RAT}) \cdot dt \quad (\text{III.5})$$

L'énergie correspondante à la consommation de la puissance moyenne est supposée entièrement fournie par la RAT. Seule l'énergie correspondante à la puissance fluctuante est alors fournie par le système de stockage, soit :

$$W_{stoc} = W_{ch \text{ fluct}} = \int P_{ch \text{ fluct}} \cdot dt = \int (P_{ch} - P_{ch \text{ moy}}) \cdot dt \quad (\text{III.6})$$

A noter que la valeur moyenne de cette énergie est donc nulle sur l'horizon de la mission. Conformément aux hypothèses concernant la consommation des charges du réseau, cette part fluctuante est directement égale à la part fluctuante des actionneurs (EHA), soit :

$$W_{ch \text{ fluct}} = W_{ch \text{ EHA fluct}} \quad (\text{III.7})$$

La variation d'énergie que doit fournir le système de stockage est égale à la variation maximale d'énergie absorbée par les charges du réseau, soit :

$$\Delta W_{stoc} = W_{stoc \max} - W_{stoc \min} = \max \left(\int P_{ch \text{ fluct}} \cdot dt \right) - \min \left(\int P_{ch \text{ fluct}} \cdot dt \right) \quad (\text{III.8})$$

Par identification entre la variation d'énergie $\Delta W_{C_{sup}}^*$ exploitable de la supercapacité (III.3) et celle ΔW_{stoc} demandée par les charges (III.8) (que doit fournir le système de stockage), il vient la valeur minimale de la supercapacité :

$$C_{sup} = \frac{8}{3} \cdot \frac{\Delta W_{stoc}}{V_{C_{sup} \max}^2} \quad (\text{III.9})$$

²⁴ La profondeur de décharge est définie comme l'écart de tension vis-à-vis de la tension maximale (pleine charge) par rapport à cette tension maximale : $V_{C_{sup} i \max} - V_{C_{sup} i} / V_{C_{sup} i \max}$. Ainsi, la profondeur de décharge est nulle lorsque la tension est maximale. On définit également l'état de charge (EdC) comme le rapport de l'énergie stockée et celle stockable au maximum : $W_{C_{sup}}^* / W_{C_{sup} \max}^*$. Ainsi, l'état de charge est maximal lorsque l'énergie stockée est égale à celle stockable.

La Figure III.7 illustre la démarche précédemment décrite. Il s'agit du profil issu de la mission dimensionnante, retenu sur la durée originale de 95 secondes. Le graphique fait apparaître la puissance fluctuante absorbée par les charges du réseau ; celle-ci doit être fournie par le supercondensateur. A partir de cette puissance, l'énergie fluctuante est calculée suivant (III.6) puis tracée, comme visible sur le graphique.

Cette énergie est positive dans un premier temps, ce qui signifie que la puissance fluctuante absorbée par les charges est majoritairement positive, et que le système de stockage a un état de charge inférieur à son état initial. Par contre, après le temps de 35 s, l'énergie fluctuante demandée par les charges devient négative. Cela signifie que le système de stockage a un état de charge supérieur à son état initial.

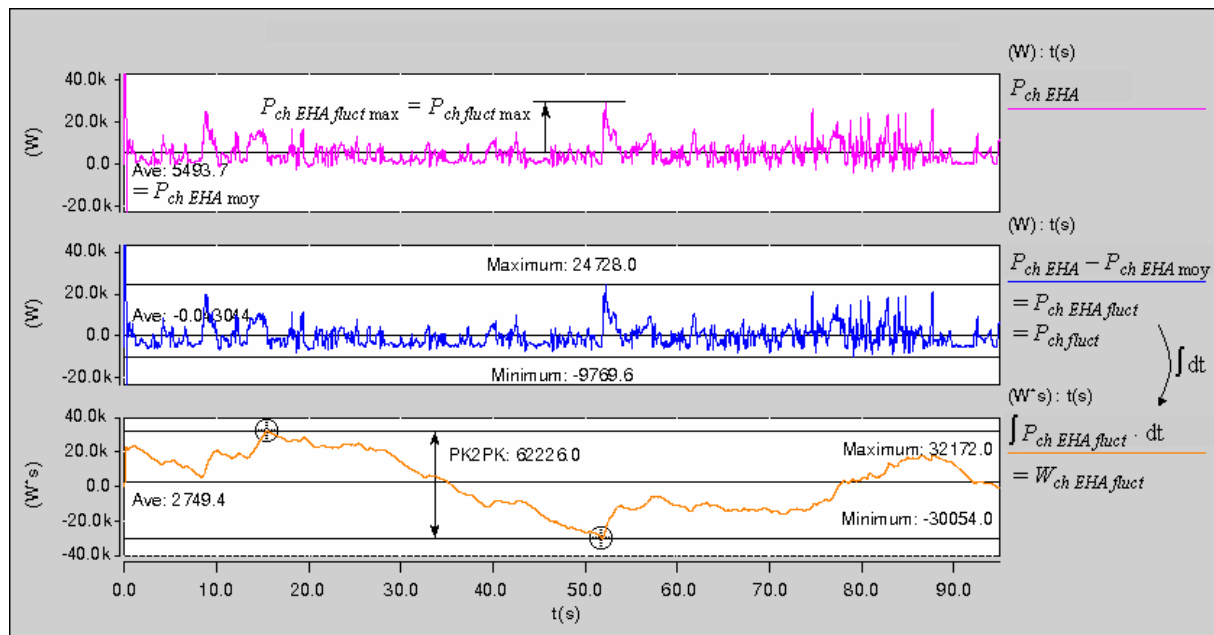


Figure III.7 : De haut en bas : puissance absorbée par les actionneurs, puissance fluctuante, et énergie fluctuante.

Les valeurs moyennes des grandeurs fluctuantes sont proches de zéro, conformément à nos attentes. Pour ce profil de mission, la fluctuation d'énergie ΔW_{stoc} atteint 62 226 J. Avec une tension maximale de supercondensateur égale à 250 V, l'application de la formule (III.9) donne une valeur minimale de 2,7 F pour la supercapacité.

III.3.3 Choix du composant

Le choix du supercondensateur se porte sur l'association en série de 100 supercondensateurs de tension nominale 2,5 V et de capacité 350 F proposés par le fabricant Maxwell (réf. BCAP0350 [@Max]).

Ces supercondensateurs ont été choisis pour leur bon rapport capacité/masse, puisqu'ils ont une masse unitaire de 60 grammes. Ce fabricant propose également des modules de 15 V, réalisés avec ce modèle de supercondensateur (cf. Figure III.8). Le module possède les caractéristiques de 6 éléments en série. Par contre, la masse est augmentée d'un rapport 1,4 à cause de l'emballage et du système d'équilibrage des

tensions²⁵. En appliquant ce même ratio sur l'ensemble de 100 supercondensateurs, la masse totale de 8,34 kg est obtenue.



Figure III.8 : Modules 58 F / 15 V associant 6 supercondensateurs 350 F / 2,5 V [Max].

Compte tenu des informations fournies par le fabricant, les caractéristiques du supercondensateur équivalent sont les suivantes :

- | | | | |
|----------------------------------|---------------------------|--------------------------------------|-----------|
| • tension maximale : | $V_{C_{sup} \max}$ | $2,5 \text{ V} \times 100$ | 250 V ; |
| • capacité nominale : | C_{sup} | $350 \text{ F} / 100$ | 3,5 F ; |
| • résistance interne (à 25 °C) : | $R_{C_{sup}}$ | $3,2 \text{ m}\Omega \times 100$ | 320 mΩ ; |
| • courant nominal : | $I_{C_{sup} \text{ nom}}$ | $70 \text{ A} \times 1$ | 70 A ; |
| • courant de court-circuit : | $I_{C_{sup} \text{ cc}}$ | $1500 \text{ A} \times 1$ | 1 500 A ; |
| • masse totale : | $m_{C_{sup}}$ | $60 \text{ g} \times 100 \times 1,4$ | 8,34 kg. |

Cette association en série de très nombreux éléments est parfaitement réalisable. Plusieurs projets emploient de telles batteries de supercondensateurs, dans le domaine de la traction par exemple [PD03].

III.3.4 Estimation des pertes dans le supercondensateur

La forte résistance interne et le courant nominal relativement faible vis-à-vis des courants potentiels²⁶ ne semblent pas bloquants compte tenu de la faible occurrence des pointes de puissance. En effet, si la puissance de stockage peut atteindre 25 kW en pointe (< 1 s), sa moyenne reste faible sur une longue période (> 10 s). Pour le profil de mission de 95 s, la moyenne des puissances positives vaut 1739,3 W, et la moyenne des puissances négatives vaut -1931,4 W (cf. Figure III.9).

²⁵ Les 6 éléments contenus dans un module ont une masse de 360 g. Le module BPAK0350-15 a une masse de 500 g. Le modèle BMOD0350-15 est plus lourd, avec 680 g. Ce dernier module permet cependant une meilleure dissipation thermique. La suite de l'étude montre que la dissipation d'énergie est faible, et ainsi que le premier module convient.

²⁶ Comme cela sera calculé au paragraphe III.4.1.2, le courant dans le supercondensateur peut atteindre 188 A (à 25 kW), tandis que le courant nominal donné par le fabricant ne vaut que 70 A.

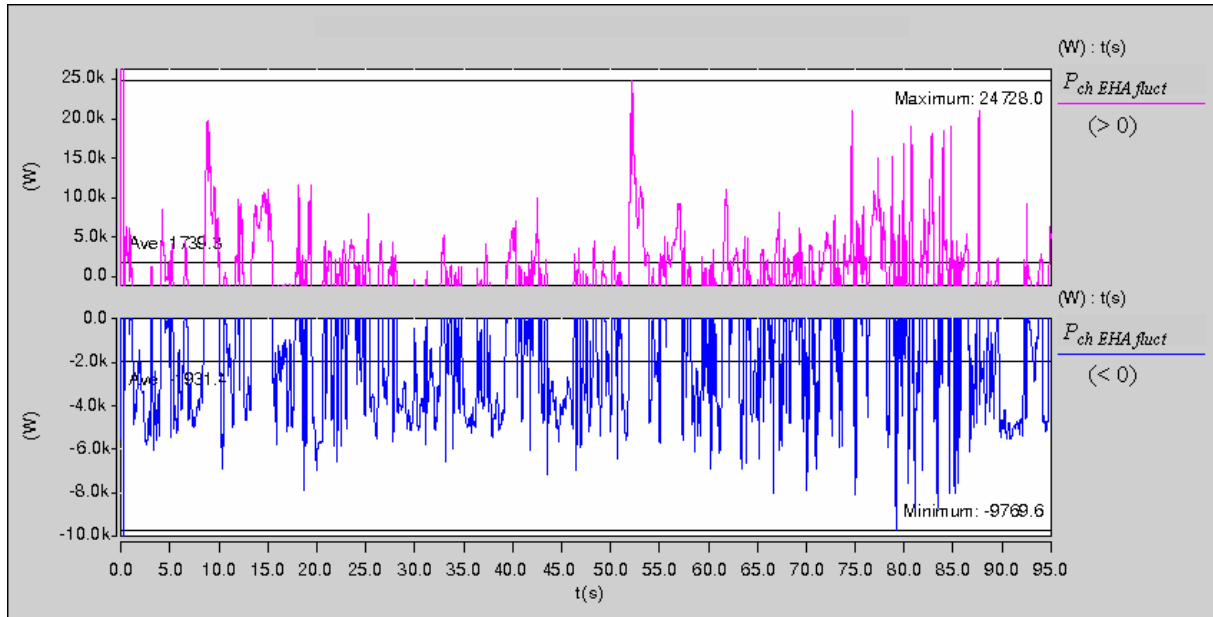


Figure III.9 : Séparation des puissances fournies et absorbées par le système de stockage.

En admettant une tension moyenne $V_{C_{supi}}$ égale à 200 V par exemple, la puissance moyenne dissipée par la résistance du supercondensateur vaut seulement 108 W au total. A priori, compte tenu du nombre et du volume importants d'éléments supercondensateurs, cette puissance peut être dissipée en permanence sans élever excessivement la température des composants. La courte durée des pointes de puissance n'engendrera pas non-plus d'échauffement inquiétant. Ces suppositions et ces chiffres seront vérifiés en simulation afin de conclure sur la viabilité thermique de ce sous-système de stockage²⁷.

III.3.5 Plan énergie-puissance

Le dimensionnement du supercondensateur peut être réalisé de façon plus précise en utilisant le plan de RAGONE [TC00], qui consiste à tracer l'énergie en fonction de la puissance. En particulier, cette méthode permet de prendre en compte les pertes que présente le système de stockage, contrairement au prédimensionnement effectué en paragraphe III.3.2.

Théorie des diagrammes énergie-puissance

Le plan énergie-puissance « limite » que peut accepter l'élément de stockage peut être déterminé grâce à la connaissance des caractéristiques de ce dernier [GC01]. Dans le cas du supercondensateur, les limites sont obtenues en connaissant la tension maximale admissible à ses bornes, le courant maximal le traversant, ainsi que les paramètres physiques du modèle : la capacité et la résistance interne série.

Rappelons que la convention « générateur » a été choisie pour le système de stockage ; elle est donc reconduite pour le supercondensateur. La puissance concernant le supercondensateur est alors positive lorsque celui-ci se décharge (énergie fournie croissante), et négative lors des charges (énergie fournie décroissante). La puissance et l'énergie « internes » fournies par la capacité parfaite C_{sup} sont respectivement notées

²⁷ Les pertes ont été vérifiées en simulation. Des commentaires incluant une estimation de l'échauffement thermique sont effectués au paragraphe III.4.1.7 (voir en particulier la Figure III.31).

$P_{Csup\ i}$ et $W_{Csup\ i}$ (cf. Figure III.10). La puissance et l'énergie « externe » fournies par le supercondensateur (C_{sup} associé à R_{sup}) sont respectivement notées P_{Csup} et W_{Csup} . Ces énergies ne doivent pas être confondues avec l'énergie effectivement stockée dans la capacité, notée W_{Csup}^* . Cette dernière est strictement positive, et varie suivant l'énergie fournie par la capacité $W_{Csup\ i}$.

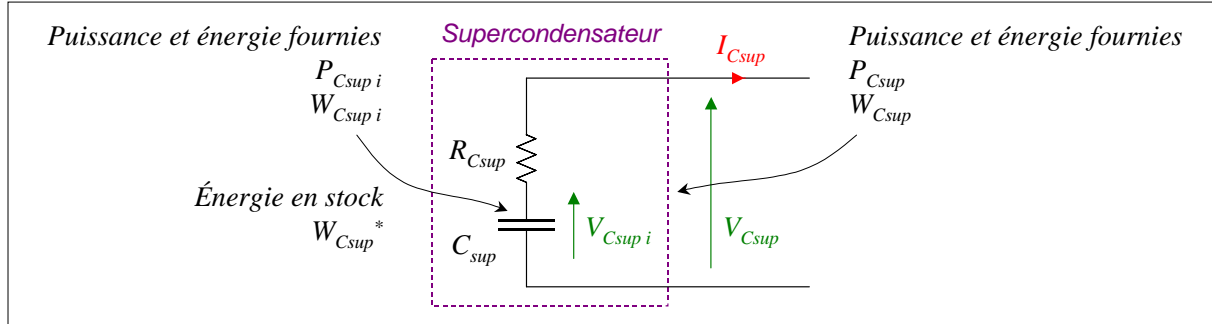


Figure III.10 : Constitution du supercondensateur, puissances et énergies associées.

Le plan limite énergie-puissance est tracé en exprimant l'énergie effectivement stockée W_{Csup}^* en fonction de la puissance fournie par le supercondensateur P_{Csup} . Cette énergie s'écrit :

$$W_{Csup}^* = \frac{1}{2} \cdot C_{sup} \cdot V_{Csup\ i}^2 \quad (III.10)$$

La tension interne de la supercapacité et la puissance externe fournie s'écrivent respectivement :

$$V_{Csup\ i} = V_{Csup} + R_{Csup} \cdot I_{Csup} \quad (III.11)$$

$$P_{Csup} = V_{Csup} \cdot I_{Csup} \quad (III.12)$$

A partir de ces trois dernières relations, l'énergie stockée s'exprime en fonction de la puissance et du courant fournis :

$$W_{Csup}^* = \left(\frac{1}{2} \cdot \frac{C_{sup}}{I_{Csup}^2} \right) \cdot P_{Csup}^2 + (R_{Csup} \cdot C_{sup}) \cdot P_{Csup} + \left(\frac{1}{2} \cdot R_{Csup}^2 \cdot C_{sup} \cdot I_{Csup}^2 \right) \quad (III.13)$$

Avec cette expression, il est possible de tracer l'énergie en stock W_{Csup}^* en fonction de la puissance fournie P_{Csup} pour un supercondensateur connu, et pour un courant donné. Le graphique de la Figure III.11 montre le tracé pour trois valeurs de courant différentes. Les courbes obtenues sont paraboliques, et ont comme tangente l'axe des abscisses ($W_{Csup}^* = 0$) pour les valeurs $P_{Csup} = -R_{Csup} \cdot I_{Csup}^2$. Cela signifie que, en voulant charger la supercapacité C_{sup} avec un courant I_{Csup} donné, la puissance reçue par le supercondensateur est nécessairement supérieure à la valeur $R_{Csup} \cdot I_{Csup}^2$ afin de commencer la charge. Ce phénomène est bien sûr dû aux pertes dans la résistance série, et est non-négligeable pour les courants forts.

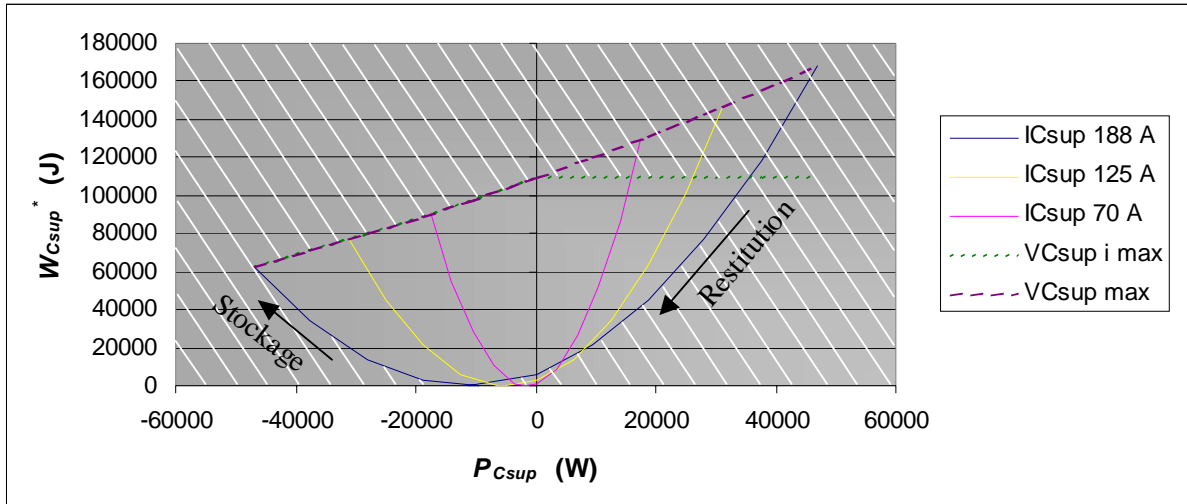


Figure III.11 : Diagramme 'énergie stockée'-'puissance fournie' du supercondensateur.
(3,5 F, 0,32 Ω , 250 V)

Il est possible d'interpréter ces paraboles comme les limites du plan énergie-puissance à ne pas dépasser pour un supercondensateur donné et à courant maximal fixé.

La limitation de la tension aux bornes du supercondensateur permet de fermer les paraboles à leurs extrémités. Comme pour l'expression précédente de l'énergie à courant fixé, il est possible de déterminer l'expression de l'énergie à tension fixée :

$$W_{Csup}^* = \left(\frac{1}{2} \cdot \frac{R_{Csup}^2 \cdot C_{sup}}{V_{Csup}^2} \right) \cdot P_{Csup}^2 + (R_{Csup} \cdot C_{sup}) \cdot P_{Csup} + \left(\frac{1}{2} \cdot C_{sup} \cdot V_{Csup}^2 \right) \quad (\text{III.14})$$

Cette courbe peut alors être tracée pour la tension maximale admissible par le composant, soit $V_{Csup} = 250$ V dans notre cas. La courbe est visible sur le graphique Figure III.11 et Figure III.12.

Une dernière limitation intervient sur ce diagramme énergie-puissance. En effet, la restriction précédente sur la tension aux bornes du supercondensateur autorise une énergie stockée supérieure au maximum théorique donné par la formule (III.10) avec $V_{Csup i} = V_{Csup i \max} = 250$ V. Or, la tension interne maximale $V_{Csup i \max}$ ne peut en aucun cas dépasser la tension maximale $V_{Csup \max}$ aux bornes du supercondensateur. L'énergie maximale qu'il est possible d'avoir en stock se calcule donc en considérant la tension $V_{Csup i \max} = V_{Csup \max} = 250$ V :

$$W_{Csup \max}^* = \frac{1}{2} \cdot C_{sup} \cdot V_{Csup i \max}^2 \quad (\text{III.15})$$

Concordance supercondensateur-besoin

Connaissant le diagramme énergie-puissance limite du supercondensateur, et celui du besoin en stockage déterminé par la consommation fluctuante des charges, il est aisé de vérifier le bon dimensionnement du supercondensateur.

Le diagramme correspondant à la partie fluctuante de la consommation des charges a été donné en Figure III.13. Son enveloppe peut être approchée par celle de la Figure III.14.

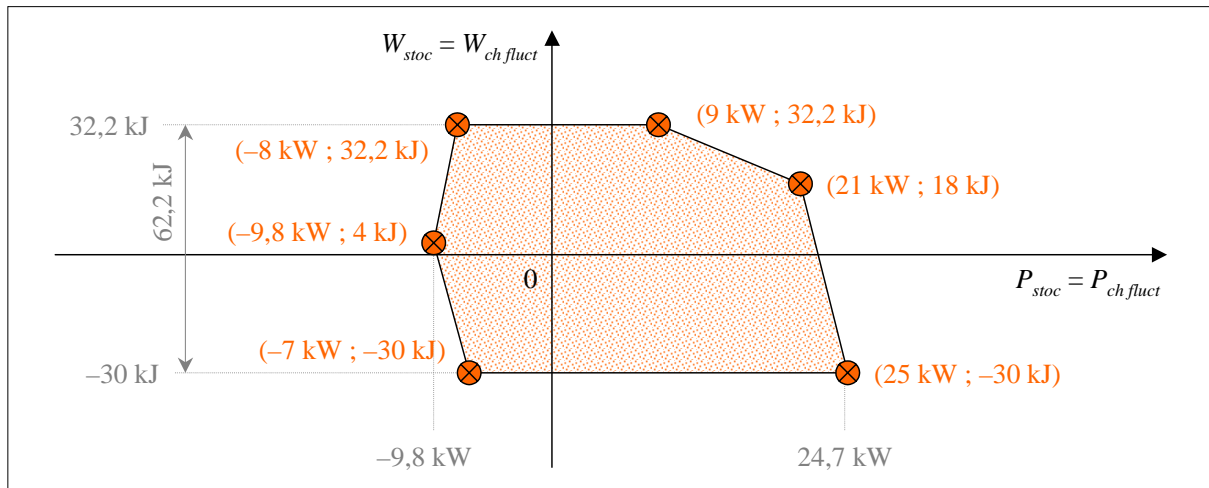


Figure III.14 : Enveloppe du cycle énergie-puissance à fournir par le stockage.

Cette énergie à fournir par le supercondensateur sera autant d'énergie puisée dans celui-ci. L'énergie stockée dans l'élément de stockage s'exprime donc, en négligeant les pertes dans tout le système de stockage :

$$W_{Csup}^* = W_{Csup0}^* - W_{Csup} \approx W_{Csup0}^* - W_{stoc} \quad (\text{III.16})$$

Où W_{Csup0}^* est l'énergie initialement contenue dans la supercapacité. En inversant le signe du cycle à fournir précédemment défini Figure III.14, le motif ainsi établi doit pouvoir contenir dans le cycle limite établi pour le supercondensateur retenu. La Figure III.15 montre l'exemple de concordance des cycles avec le profil de mission et le supercondensateur de 3,5 F / 250 V, en ayant limité le courant à sa valeur maximale de 188 A. Il s'agit en fait d'un changement de repère : le cycle énergie-puissance du besoin est transposé dans le repère du supercondensateur 'énergie en stock'-'puissance fournie'.

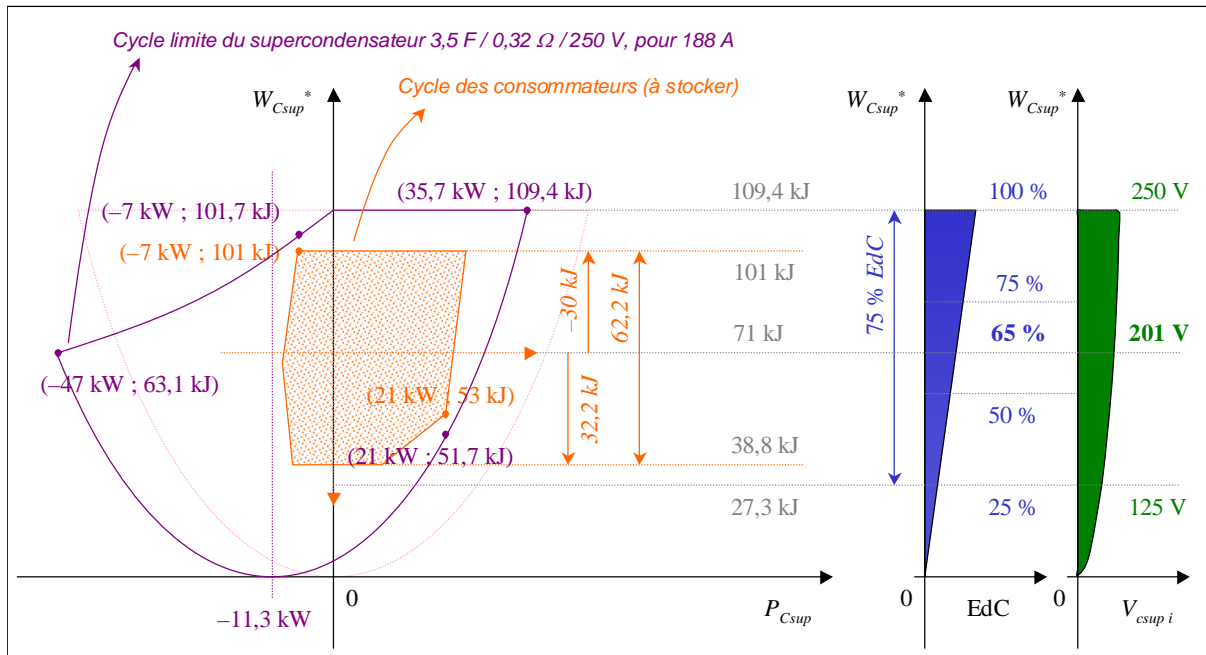


Figure III.15 : Concordance des cycles du supercondensateur et du besoin.

Le cycle des consommateurs prend place dans celui du supercondensateur, mais la marge de dimensionnement est très faible. On mesure pleinement sur ce graphique l'effet néfaste qu'introduit la résistance interne.

De plus, le cycle des besoins sera un peu plus large en réalité à cause de la puissance nécessaire à la compensation des pertes dans l'ensemble du système de stockage, et en particulier dans le supercondensateur. L'augmentation de puissance est supposée faible dans la mesure où cette compensation est réalisée par une boucle de contrôle de la tension supercapacité, laquelle est peu dynamique (cf. § III.4.1.6).

Le placement du cycle des consommateurs est effectué autour de $W_{Csup0}^* = 71 \text{ kJ}$, soit un état de charge de 65 % du supercondensateur. La précharge de ce dernier devra alors être effectuée à cette valeur, ce qui correspond à une tension de précharge de 201 V.

III.3.6 Bilan du dimensionnement du supercondensateur

Le plan énergie-puissance permet un excellent complément de dimensionnement du supercondensateur, dans la mesure où le simple dimensionnement en énergie est insuffisant [PB03]. En effet, notre application introduit de fortes pointes de puissance, ce qui nous rapproche des limitations en courant, et accentue l'impact de la résistance interne.

Le supercondensateur ainsi déterminé devrait convenir à l'application requise. Après ce dimensionnement par la synthèse, il est possible de le valider par l'analyse, en observant le comportement du supercondensateur au cours d'une simulation. Ceci sera effectué dans l'application présentée au paragraphe III.4.1, qui concerne le filtrage de la puissance absorbée par les charges du réseau.

III.4 Etude des différentes stratégies de gestion d'énergie

De nombreuses stratégies de gestion d'énergie peuvent être envisagées pour le système hybride de secours. La stratégie de base permettant d'obtenir la séparation des puissances moyennes et fluctuantes est obtenue par filtrage de la puissance des charges du réseau. Une stratégie plus évoluée est également présentée, et consiste à optimiser la puissance fournie par la RAT. Au total, trois stratégies de gestion différentes sont étudiées :

- gestion « standard par filtrage harmonique » : stockage « esclave » (tension de bus régulée par la RAT) ;
- gestion « duale par filtrage harmonique » : stockage « maître » (tension de bus régulée par le stockage) ;
- gestion « optimisée MPPT » : stockage « maître » (tension de bus régulée par le stockage).

Pour faciliter la compréhension, toutes les grandeurs utilisées dans cette étude d'hybridation ont été regroupées en page 243.

III.4.1 Gestion « standard par filtrage harmonique »

Dans cette stratégie, le contrôle de la RAT est similaire à celui d'origine ; elle fonctionne en source de tension, en utilisant une simple régulation de tension au POR. Le système de stockage fonctionne en source de courant, de manière à respecter les règles d'interconnexion des sources (le schéma de principe est présenté en Figure III.16). Le contrôle du courant dans le système de stockage I_{stoc} est réalisé par la régulation du courant dans l'élément de stockage I_{Csup} . La référence du courant de stockage est déterminée par la mesure du courant de charge I_{ch} , suivie d'un filtrage « passe-haut » permettant d'imposer au stockage la composante haute fréquence des consommateurs. De cette manière, la RAT fournit à peine plus que la puissance moyenne consommée sur le réseau, et l'élément de stockage fournit la majeure partie de la puissance fluctuante consommée sur ce même réseau.

Une boucle de régulation de la tension du supercondensateur a été ajoutée afin de maîtriser l'état de charge de cet élément. En effet, le dispositif de stockage pouvant être fortement sollicité pendant de courtes durées, son état de charge peut varier rapidement. Un contrôle de la tension supercapacité permet de garantir la reprise d'un état de charge suffisant. Cette boucle est également très utile pour compenser les pertes du dispositif. A cause de ces pertes, le supercondensateur se décharge davantage qu'il ne se recharge, et entraîne une dérive sur un large horizon temporel.

La régulation de la tension supercondensateur (boucle externe) agit par l'intermédiaire de la boucle de courant supercondensateur (boucle interne).

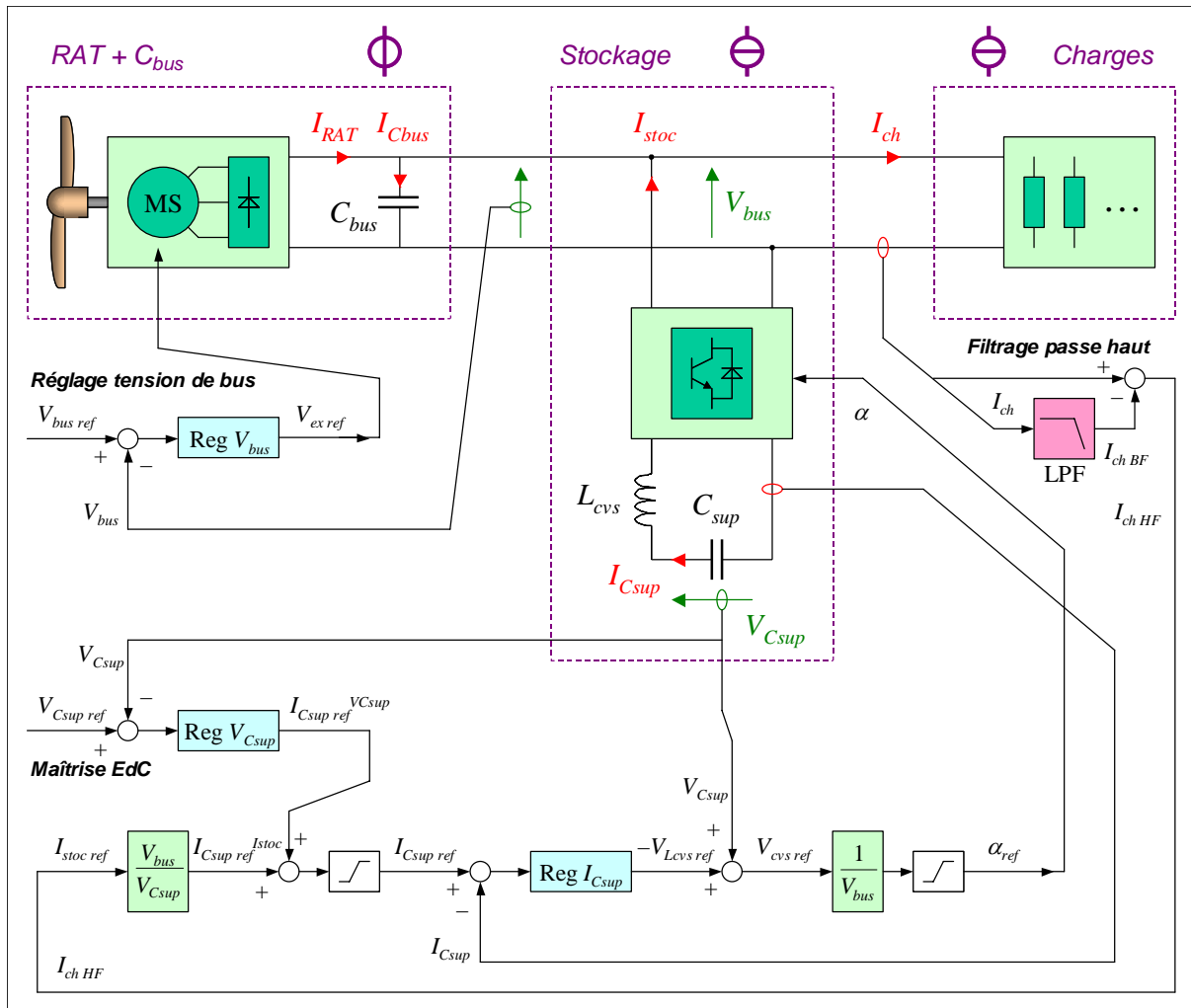


Figure III.16 : Commande standard par filtrage harmonique. Architecture avec stockage par supercapacité « esclave » : régulation de tension de bus par la RAT.

Par convention, l'entrée du convertisseur est considérée côté batterie (basse tension) et la sortie côté bus continu (haute tension). Le transfert de puissance est positif lorsque la batterie fournit de l'énergie sur le bus continu. Cette convention « générateur » a été choisie car nous considérons le système de stockage comme une source, de la même manière que la RAT.

La représentation Bond Graph de l'association de la RAT avec le supercondensateur est donnée en Figure III.17. Ce Bond Graph reste d'ailleurs valable quelle que soit l'architecture de commande retenue. Le système de stockage tel que représenté sur ce schéma se justifie un peu plus loin, en Figure III.18.

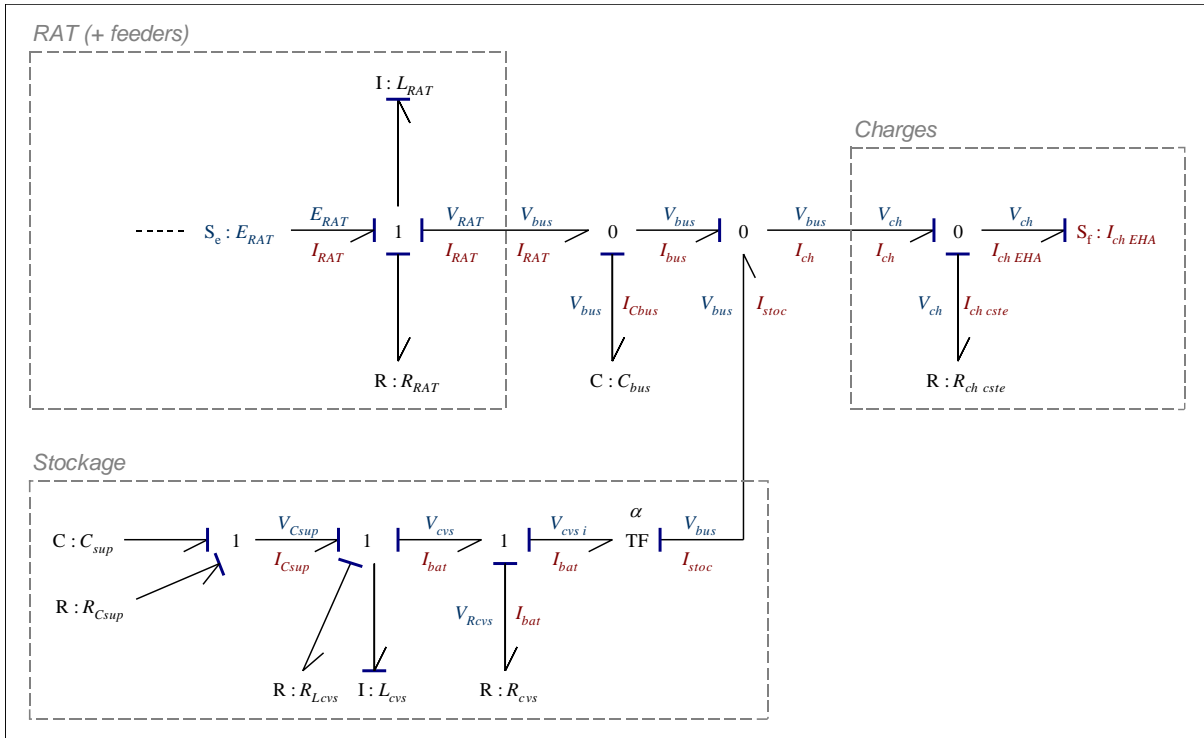


Figure III.17 : Bond Graph de l'association de la RAT et du système de stockage sur le réseau de secours.

III.4.1.1 Prédimensionnement des sources

Le dimensionnement des sources correspond à celui effectué pour la vision conventionnelle présentée au paragraphe III.1.3.1. La RAT est donc dimensionnée à 32 kW et le système de stockage à 25 kW.

III.4.1.2 Dimensionnement du système de stockage

La Figure III.18 montre la modélisation qui est réalisée pour le système de stockage. Le supercondensateur est représenté par son modèle déterminé au paragraphe III.3.1. La bobine d'inductance est modélisée par une inductance idéale L_{cvs} en série avec une résistance de bobinage R_{Lcvs} . Le convertisseur est apparenté à deux interrupteurs idéaux avec une résistance R_{cvs} prenant en compte les pertes par conduction et commutation.

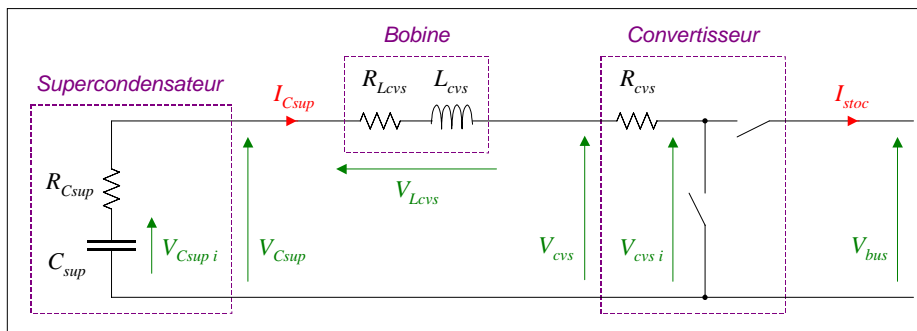


Figure III.18 : Représentation du système de stockage avec supercondensateur.

Supercondensateur

Le dimensionnement détaillé du supercondensateur pour cette application précise a été effectué en paragraphe III.3. Le choix se porte sur un ensemble de 100 supercondensateurs 350 F / 2,5 V associés en série, afin d'obtenir un supercondensateur équivalent de 3,5 F / 250 V.

Le choix d'une tension élevée de 250 V se justifie par la structure du convertisseur de stockage. Les transistors étant dimensionnés pour le courant maximal (côté supercondensateur) et la tension maximale (côté bus), il y a tout intérêt à utiliser ce convertisseur à tension élevée côté supercondensateur. De cette manière, pour un même dimensionnement du convertisseur (en courant-tension), la puissance transmise est d'autant plus élevée que l'est la tension supercondensateur. De plus, le supercondensateur se déchargeant fortement, sa tension de fonctionnement normale varie entre 125 et 250 V par exemple. Cela amène donc le convertisseur à fonctionner dans une plage favorable des rapports cycliques, avec notamment des valeurs temporairement inférieures à 0,5. Enfin, la résistance supercondensateur n'étant pas négligeable, les pertes sont d'autant plus faibles que la tension est élevée. En effet, puisque ces pertes s'écrivent $R_{Csup} \cdot I_{Csup}^2$, la résistance proportionnelle à la tension nominale, et le courant inversement proportionnel à la tension, les pertes sont inversement proportionnelles à la tension (pour une puissance donnée à échanger entre les supercondensateurs et le bus).

Convertisseur statique

La puissance nominale que doit contrôler le convertisseur de stockage est connue (25 kW). En revanche, le courant nominal côté basse tension (circulant dans le supercondensateur) dépend des résistances présentes dans le circuit, à cause des chutes de tension qu'elles engendrent. On montre a posteriori que la résistance de la bobine R_{Lcvs} a une valeur faible devant celle du supercondensateur R_{Csup} . Cela signifie que les valeurs des tensions V_{Csup} et V_{cvs} sont proches²⁸, et ainsi que la puissance aux bornes du supercondensateur est proche de celle en entrée du convertisseur : $P_{Csup} \approx P_{cvs}$. Cette dernière puissance est déterminée en considérant un rendement du convertisseur de 95 %, ce qui entraîne alors la puissance nominal au niveau du supercondensateur :

$$P_{Csup} \approx P_{cvs} = P_{stoc} / \eta_{cvs} = 25\,000 / 0,95 = 26\,316 \text{ W} \quad (\text{III.17})$$

La détermination du courant nominal s'effectue en écrivant le bilan des puissances du supercondensateur :

$$R_{Csup} \cdot I_{Csup}^2 - V_{Csup i} \cdot I_{Csup} + P_{Csup} = 0 \quad (\text{III.18})$$

La solution convenable du courant est alors la suivante :

$$I_{Csup} = \frac{V_{Csup i} - \sqrt{V_{Csup i}^2 - 4 \cdot R_{Csup} \cdot P_{Csup}}}{2 \cdot R_{Csup}} \quad (\text{III.19})$$

En considérant l'état de charge maximal du supercondensateur, la tension interne $V_{Csup i}$ vaut 250 V, ce qui entraîne un courant $I_{Csup} = 125 \text{ A}$ lorsque la puissance fournie est maximale (26 316 W). La tension aux bornes de la supercapacité vaut $V_{Csup} = 210 \text{ V}$ dans ces conditions.

²⁸ Les grandeurs considérées sont des valeurs moyennes instantanées, c'est à dire des valeurs moyennes à l'échelle d'une période de commutation T_{dec} .

Le discriminant de l'équation (III.18) doit être positif afin que les performances souhaitées soient atteignables. Cela introduit les conditions suivantes :

- à puissance maximale et tension supercondensateur maximale :

$$R_{Csup} < \frac{V_{Csupi}^2}{4 \cdot P_{Csup}} = \frac{250^2}{4 \cdot 26316} = 594 \text{ m}\Omega \quad (\text{III.20})$$

- à résistance constante et tension supercondensateur maximale :

$$P_{Csup} < \frac{V_{Csupi}^2}{4 \cdot R_{Csup}} = \frac{250^2}{4 \cdot 0,32} = 48828 \text{ W} \quad (\text{III.21})$$

- à puissance maximale et résistance constante :

$$V_{Csupi} > 2 \cdot \sqrt{R_{Csup} \cdot P_{Csup}} = 183,5 \text{ V} \quad (\text{III.22})$$

Cette dernière valeur est intéressante, puisqu'elle signifie que la puissance maximale de 25 kW ne pourra en aucun cas être délivrée par le système de stockage pour une tension supercapacité inférieure à 184 V. Par ailleurs, pour cette tension interne supercapacité de 184 V, le courant permettant de délivrer ces 25 kW grimpe à 267 A, car la tension aux bornes de la supercapacité chute à 98,5 V. Ces quelques chiffres montrent bien l'intérêt que l'on a à choisir une tension de supercapacité élevée.

La différence fondamentale entre le fonctionnement avec supercondensateur par rapport au fonctionnement avec batterie d'accumulateurs est la grande plage de variation de la tension supercondensateur. En effet, la « f.e.m. » de la batterie varie très lentement et assez faiblement en fonction de l'état de charge. A l'inverse, la tension supercapacité varie beaucoup plus rapidement, et sa plage de variation utile s'étend de 50 % à 100 % de la tension maximale (250 V), soit une profondeur de décharge de 50 %. Cela revient à travailler avec un état de charge « énergétique » (EdC) compris entre 25 % et 100 %. La conséquence de cette diminution de tension est l'apparition de forts courants lorsque l'on veut continuer la décharge à puissance élevée.

Considérons que la puissance maximale de 25 kW peut être transmise sur le bus continu lorsque la profondeur de décharge atteint 20 %, soit $V_{Csupi} = 0,8 \times 250 = 200 \text{ V}$. L'état de charge « énergétique » correspondant du supercondensateur est $0,8^2 = 64 \%$. Dans ces conditions, le courant I_{Csup} vaut 188 A, et la tension aux bornes de la supercapacité V_{Csup} vaut 140 V.

En limitant la valeur du courant I_{Csup} à 188 A (courant pour fournir 25 kW à partir de 64 % EdC) au lieu de 124,5 A (courant pour fournir 25 kW à partir de 100 % EdC), la puissance que pourra fournir le système de stockage augmentera lorsque l'état de charge sera supérieur à 64 %. De 25 kW à 64 % EdC, cette puissance pourra atteindre environ 34 kW à 100 % EdC.

Il reste encore à déterminer la résistance du convertisseur R_{cvs} , modélisant l'ensemble des pertes dans ce dernier. Ces pertes s'écrivent :

$$P_{cvs} - P_{stoc} = R_{cvs} \cdot I_{Csup}^2 \quad (\text{III.23})$$

Puisque la détermination de cette résistance s'effectue au point nominal, la relation (III.17) s'applique sur la puissance, d'où :

$$R_{cvs} = \frac{P_{stoc}}{I_{Csup}^2} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{cvs}} - 1 \right) = \frac{25000}{188,3^2} \cdot \left(\frac{1}{0,95} - 1 \right) = 37,1 \text{ m}\Omega \quad (\text{III.24})$$

Bobine d'inductance

Le calcul de l'inductance du montage est basé sur l'ondulation de courant supercondensateur acceptable. Elle est fixée ici à 10 % de la valeur du courant maximal :

$$\Delta I_{Csup} = 0,1 \cdot I_{Csup \text{ max}} \quad (\text{III.25})$$

Pour le simple hacheur utilisé ici, l'ondulation (crête-crête) du courant s'exprime par la formule :

$$\Delta I_{Csup} = \frac{V_{bus}}{L_{cvs} \cdot f_{dec}} \cdot (1 - \alpha) \cdot \alpha \quad (\text{III.26})$$

Cette ondulation est maximale pour une valeur de rapport cyclique α égale à $\frac{1}{2}$. L'inductance est calculée dans ce cas, puisque c'est le plus défavorable, qui conduit à l'inductance la plus élevée. Il existe bien entendu un point de fonctionnement pour ce rapport cyclique et le courant maximal.

$$L_{cvs} = \frac{V_{bus}}{\Delta I_{Csup} \cdot f_{dec}} \cdot (1 - \alpha) \cdot \alpha = \frac{V_{bus}}{4 \cdot \Delta I_{Csup} \cdot f_{dec}} = \frac{270}{4 \cdot 18,83 \cdot 20000} = 179 \text{ }\mu\text{H} \quad (\text{III.27})$$

Le dimensionnement physique²⁹ de la bobine d'inductance a permis d'estimer en particulier sa masse et la résistance interne, respectivement $m_{Lcvs} = 5,8 \text{ kg}$ et $R_{Lcvs} = 3 \text{ m}\Omega$.

III.4.1.3 Régulation de la tension de bus

La synthèse du correcteur $\text{Reg } V_{bus}$ est réalisée après la mise en équation du système. La Figure III.19 représente l'ensemble de la chaîne reliant la tension de bus V_{bus} à la tension d'excitation du générateur V_{ex} .

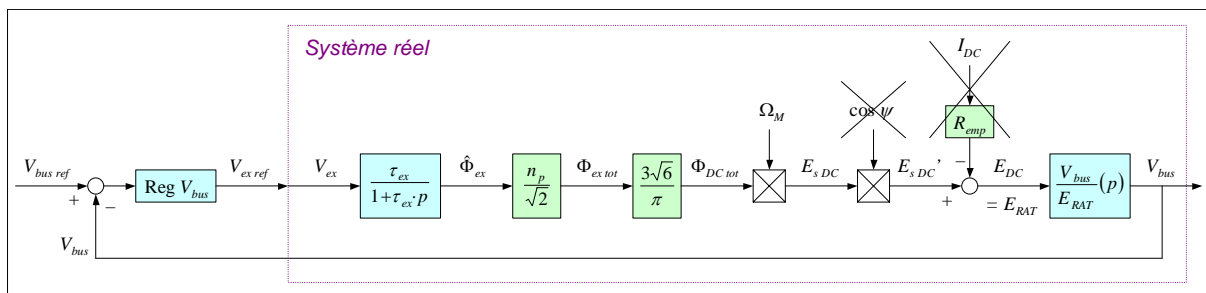


Figure III.19 : Boucle de tension de bus : chaîne complète.

L'effet de l'empiétement est négligé ici, car la chute de tension qu'il occasionne reste faible. Le facteur de puissance $\cos \psi$ dû à la réaction d'induit est également négligé de manière à simplifier la commande, même si sa valeur varie sensiblement.

²⁹ Quelques précisions sur le dimensionnement physique de la bobine sont données en paragraphe D.2.2. Le dimensionnement complet a été réalisé dans [RC°7] Annexe 3.

La vitesse de rotation de la machine Ω_M est variable en fonction du point de fonctionnement. Pour la synthèse du correcteur, cette vitesse est considérée constante, et égale à la valeur nominale spécifiée par le fabricant. Il est alors possible de regrouper l'ensemble des gains dans une même constante K_{exV} dont l'expression est donnée ci-dessous. Cela conduit au schéma simplifié de la Figure III.20.

$$K_{exV} = \tau_{ex} \cdot \frac{n_p}{\sqrt{2}} \cdot \frac{3\sqrt{6}}{\pi} \cdot \Omega_{M\ nom} \quad (\text{III.28})$$

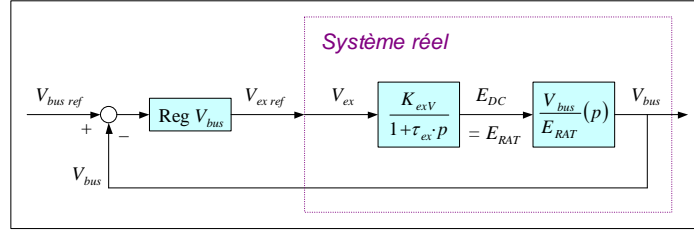


Figure III.20 : Boucle de tension de bus : chaîne simplifiée.

La fonction de transfert entre la tension de bus et la f.e.m. se détermine à partir de la Figure III.21.

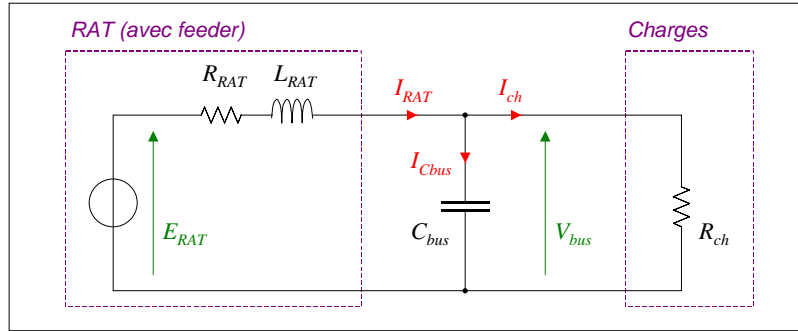


Figure III.21 : Détermination de la fonction de transfert sur les tensions.

La charge est approchée par une résistance équivalente R_{ch} afin de simplifier la synthèse de la commande. La particularité $R_{RAT} \ll R_{ch}$ permet de simplifier la fonction de transfert du processus, qui s'écrit finalement :

$$\frac{V_{bus}(p)}{E_{RAT}(p)} = \frac{1}{1 + \left(\frac{L_{RAT}}{R_{ch}} + R_{RAT} \cdot C_{bus} \right) \cdot p + L_{RAT} \cdot C_{bus} \cdot p^2} \quad (\text{III.29})$$

Le correcteur de tension utilisé est de type PI, et s'exprime donc par la fonction classique :

$$\text{Reg } V_{bus}(p) = K_{pVbus} + \frac{K_{iVbus}}{p} = \frac{K_{iVbus}}{p} \cdot \left(1 + \frac{K_{pVbus}}{K_{iVbus}} \cdot p \right) \quad (\text{III.30})$$

Afin de simplifier la fonction de transfert, nous choisissons de compenser le pôle dû à l'excitation de la machine. La fonction du système corrigé en boucle fermée est donc :

$$\frac{V_{bus}(p)}{V_{bus\,ref}(p)} = \frac{1}{1 + \frac{1}{K_{iVbus} \cdot K_{exV}} \cdot p + \frac{1}{K_{iVbus} \cdot K_{exV}} \left(\frac{L_{RAT}}{R_{ch}} + R_{RAT} \cdot C_{bus} \right) \cdot p^2 + \frac{L_{RAT} \cdot C_{bus}}{K_{iVbus} \cdot K_{exV}} \cdot p^3} \quad (III.31)$$

Il est difficile de paramétrer cette fonction du troisième ordre. Une méthode d'identification a été utilisée afin de fixer les performances voulues [RC°7]. Au final, les gains du correcteur sont très peu dépendants de la résistance de charge, ce qui est particulièrement utile dans le cas de fonctionnements à des charges très différentes. La structure se révèle donc robuste. Le détail des performances de la boucle est placé au paragraphe III.4.1.6.

Cette méthode est loin d'être optimale, mais elle apporte parmi les meilleurs résultats que l'on puisse obtenir par l'utilisation d'une seule boucle de régulation et un correcteur de ce type. Les essais en simulation montrent des réponses satisfaisantes, qui ont été validées avec le modèle de RAT (cf. § II.6.5.2).

III.4.1.4 Régulation du courant supercondensateur

La boucle de régulation du courant du supercondensateur est présentée en Figure III.22. La grandeur de commande du système est le rapport cyclique α du convertisseur. Il vient alors naturellement la grandeur de sortie du régulateur : la tension aux bornes de l'inductance. Dans la fonction de transfert du système apparaît la résistance $R_{cvs\,tot}$ définie comme la somme des résistances R_{Csup} , R_{Lcvs} et R_{cvs} .

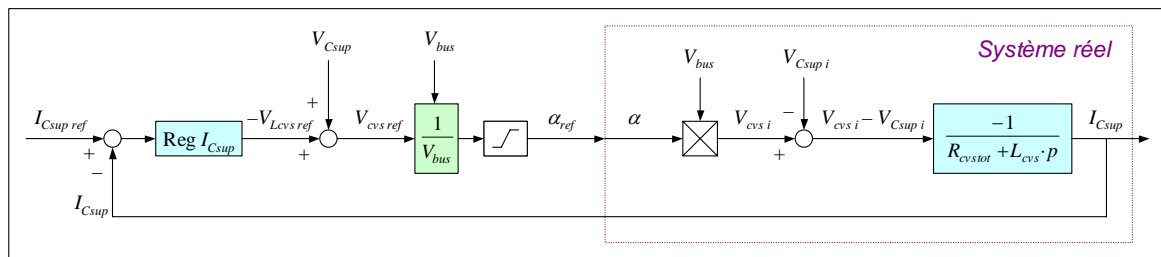


Figure III.22 : Boucle de courant supercapacité : chaîne complète.

L'entrée de compensation de la tension V_{Csup} sur la commande permet de contrer approximativement la perturbation créée par la tension interne $V_{Csup\,i}$. Ainsi, la synthèse du régulateur de courant est réalisée à partir de la simple boucle de la Figure III.23.

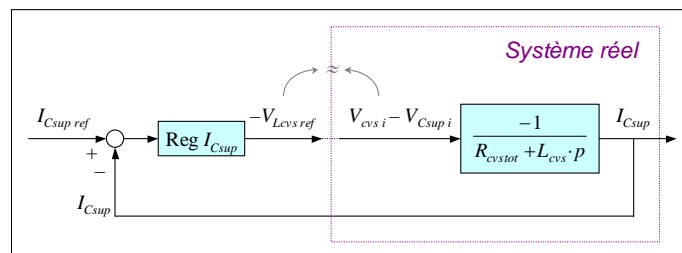


Figure III.23 : Boucle de courant supercapacité : chaîne simplifiée.

Le régulateur adopté est de type PI, avec la forme (III.30) mais les gains K_{pICsup} et K_{iICsup} . La méthode de synthèse de ce correcteur n'exploite pas la compensation de pôle. Il vient alors la fonction de transfert du système corrigé en boucle fermée :

$$\frac{I_{Csup}(p)}{I_{Csupref}(p)} = \frac{1 + \frac{K_{pICsup}}{K_{iICsup}} \cdot p}{1 - \frac{R_{cvstot} - K_{pICsup}}{K_{iICsup}} \cdot p - \frac{L_{cvs}}{K_{iICsup}} \cdot p^2} \quad (III.32)$$

Par identification du dénominateur avec la fonction type du second ordre, on obtient :

$$\begin{cases} \frac{1}{\omega_n^2} = -\frac{L_{cvs}}{K_{iICsup}} \\ \frac{2 \cdot \xi}{\omega_n} = -\frac{R_{cvstot} - K_{pICsup}}{K_{iICsup}} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} K_{iICsup} = -L_{cvs} \cdot \omega_n^2 \\ K_{pICsup} = -(2 \cdot \xi \cdot L_{cvs} \cdot \omega_n - R_{cvstot}) \end{cases} \quad (III.33)$$

Compte tenu des conventions adoptées, les gains du correcteur doivent impérativement être négatifs pour obtenir un système stable. Cela introduit la condition sur le choix de la pulsation propre non-amortie :

$$\omega_n > \frac{R_{cvstot}}{2 \cdot \xi \cdot L_{cvs}} \quad (III.34)$$

Les détails concernant les performances souhaitées pour cette boucle et les applications numériques sont placés au paragraphe III.4.1.6.

III.4.1.5 Régulation de la tension supercondensateur

Le schéma de la boucle de régulation est donné Figure III.24. Il tient compte du fait que l'étude de la boucle s'effectue dans la zone linéaire de fonctionnement. La boucle du courant supercondensateur, imbriquée dans celle de tension, est supposée parfaitement transparente grâce à la séparation des modes.

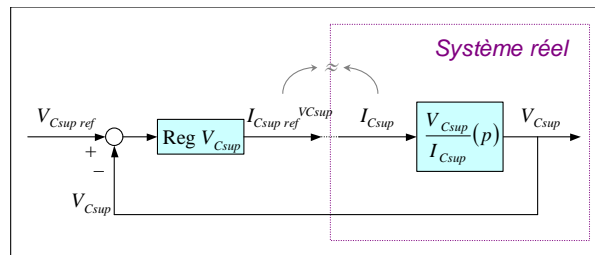


Figure III.24 : Boucle de tension supercondensateur : chaîne simplifiée.

La fonction de transfert du système à corriger est la suivante. Elle est complexifiée par la présence de la résistance du supercondensateur :

$$\frac{V_{Csup}(p)}{I_{Csup}(p)} = -\frac{1 + R_{Csup} \cdot C_{sup} \cdot p}{C_{sup} \cdot p} \quad (III.35)$$

Associée au correcteur de type PI standard, la fonction de transfert en boucle fermée du système corrigé fait apparaître un rapport de deux seconds ordres, ce qui signifie que la réponse fréquentielle présente une pente de gain nulle en haute fréquence. Une amélioration des performances de cette régulation est possible en ajoutant dans le correcteur un filtre passe bas, destiné à éliminer le zéro $1/R_{Csup} \cdot C_{sup}$:

$$\text{Reg } V_{Csup}(p) = \frac{K_{iVCsup}}{p} \cdot \left(1 + \frac{K_{pVCsup}}{K_{iVCsup}} \cdot p \right) \cdot \frac{1}{1 + R_{Csup} \cdot C_{sup} \cdot p} \quad (\text{III.36})$$

Le nouveau correcteur de type 'PI + filtre' permet ainsi d'éliminer l'effet de la résistance interne du supercondensateur. La fonction en boucle fermée s'écrit :

$$\frac{V_{Csup}(p)}{V_{Csup\text{ref}}(p)} = \frac{1 + \frac{K_{pVCsup}}{K_{iVCsup}} \cdot p}{1 + \frac{K_{pVCsup}}{K_{iVCsup}} \cdot p + \frac{C_{sup}}{-K_{iVCsup}} \cdot p^2} \quad (\text{III.37})$$

Le calcul des gains du régulateur est également très simplifié, comme le montre leurs expressions :

$$\begin{cases} K_{pVCsup} = -2 \cdot \xi \cdot C_{sup} \cdot \omega_n \\ K_{iVCsup} = -C_{sup} \cdot \omega_n^2 \end{cases} \quad (\text{III.38})$$

D'une manière générale, les performances sont améliorées en utilisant ce filtre, car il limite le dépassement de la réponse de la tension supercondensateur.

III.4.1.6 Choix des bandes passantes des régulations

La bande passante de la boucle de régulation de tension de bus est conservée identique à celle du dispositif de référence (RAT sans stockage). Elle reste élevée par rapport à la fréquence de filtrage du courant de charge. La Figure III.25 permet de bien situer les différents modes dans le domaine fréquentiel. La correspondance dans le domaine temporel y figure également. Les valeurs numériques indiquées sont les fréquences de coupure à -3 dB et les temps de réponse à 5 %.

La boucle de courant supercondensateur doit être rapide de manière à suivre correctement la consigne du courant de stockage. En effet, le spectre du courant de charge s'étend jusqu'à des fréquences de l'ordre de 1 kHz. Quelques essais en simulation ont permis de déterminer la bande passante nécessaire à la boucle de courant pour que celle-ci fournisse les harmoniques hautes fréquences. Un temps de réponse de 1 ms est convenable. Le coefficient d'amortissement choisi vaut 0,7 de manière à obtenir le meilleur compromis rapidité/dépassement ($t_R \cdot \omega_n = 3$). Précisons que la condition de stabilité (III.34) impose une pulsation supérieure à 1 426 rad/s, soit un temps de réponse inférieur à 2,1 ms.

La boucle de courant supercondensateur est ainsi très rapide par rapport à la boucle de tension de bus (68 ms – 7 Hz). De cette manière, les à-coups de charge sur le réseau seront efficacement filtrés par le système de stockage, évitant ainsi de perturber la tension de bus, car ces à-coups ne transiteront plus par la RAT. La qualité réseau en sera donc améliorée.

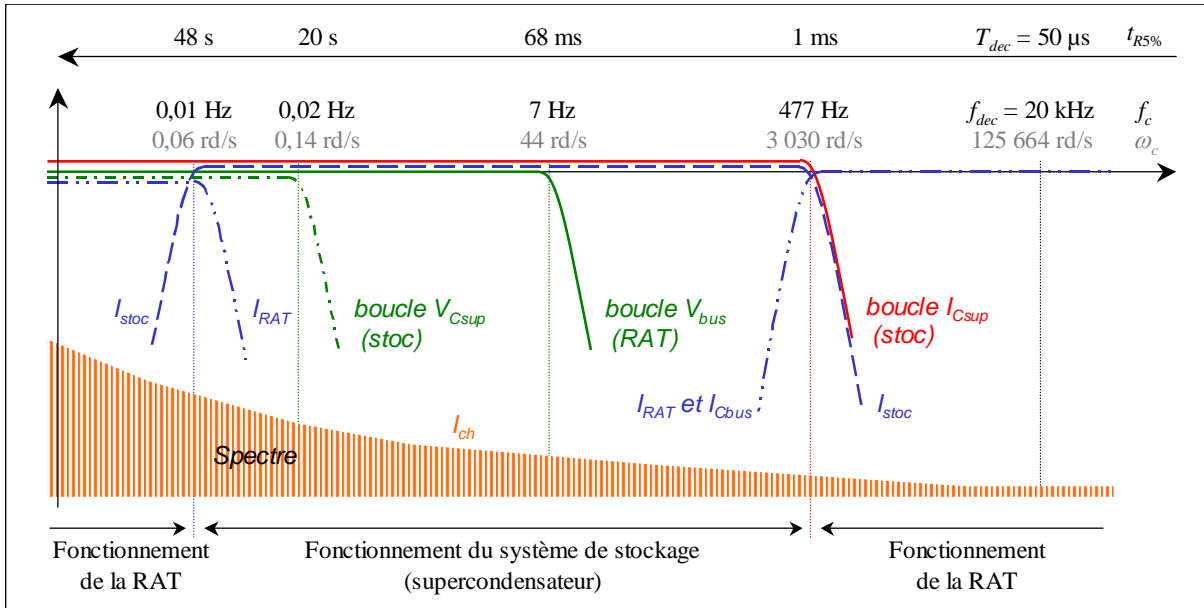


Figure III.25 : Placement des différents modes dans le domaine temporel et fréquentiel (commande standard par filtrage harmonique).

Pour la partie haute fréquence du spectre du courant de charge (au-delà de la bande passante du système de stockage), c'est la RAT, associée au condensateur de bus, qui reprendra la fourniture du courant. Cependant, les variations très rapides du courant de charge étant de faibles amplitudes, les perturbations resteront faibles.

La boucle de tension supercondensateur est quant à elle choisie très lente par rapport aux autres boucles. Ce mode est donc entièrement découplé des autres. Ce choix est bien adapté aux phénomènes de charges et décharges de la supercapacité, eux-mêmes assez lents. Le coefficient d'amortissement est fixé à 1 afin de limiter le dépassement. De nombreuses simulations ont permis de trouver un temps de réponse approprié aux performances souhaitées du système de stockage dimensionné. Un temps de réponse de 20 s est retenu ici.

Enfin, la fréquence de filtrage du courant de charge est fixée à 0,01 Hz. Cela permet un bon lissage du courant fourni par la RAT.

III.4.1.7 Résultats de simulations

Le premier résultat de simulation est donné en Figure III.26. On observe effectivement un filtrage important du courant fourni par la RAT par rapport à celui absorbé sur le réseau.

Pour ce qui est du courant supercapacité, sa référence est la somme du courant issu du filtrage (mode rapide) et du courant issu du régulateur de tension supercondensateur (mode lent). La séparation des modes est bien visible, avec la composante issue du régulateur de tension supercondensateur variant très lentement. Le temps de réponse de cette régulation doit impérativement être très long afin d'autoriser le convertisseur à décharger (ou charger) la supercapacité pendant les pointes (ou creux) de puissance du réseau. Avec une réponse trop rapide de cette régulation de tension, les consignes de courant s'opposent, et le filtrage du courant de charge est moins performant. Par ailleurs, le courant mesuré dans la supercapacité suit parfaitement le courant de référence.

La tension aux bornes du supercondensateur fluctue au rythme des sollicitations du système de stockage. Sa valeur ne chute pas excessivement, ce qui prouve un dimensionnement adéquat de l'élément de stockage.

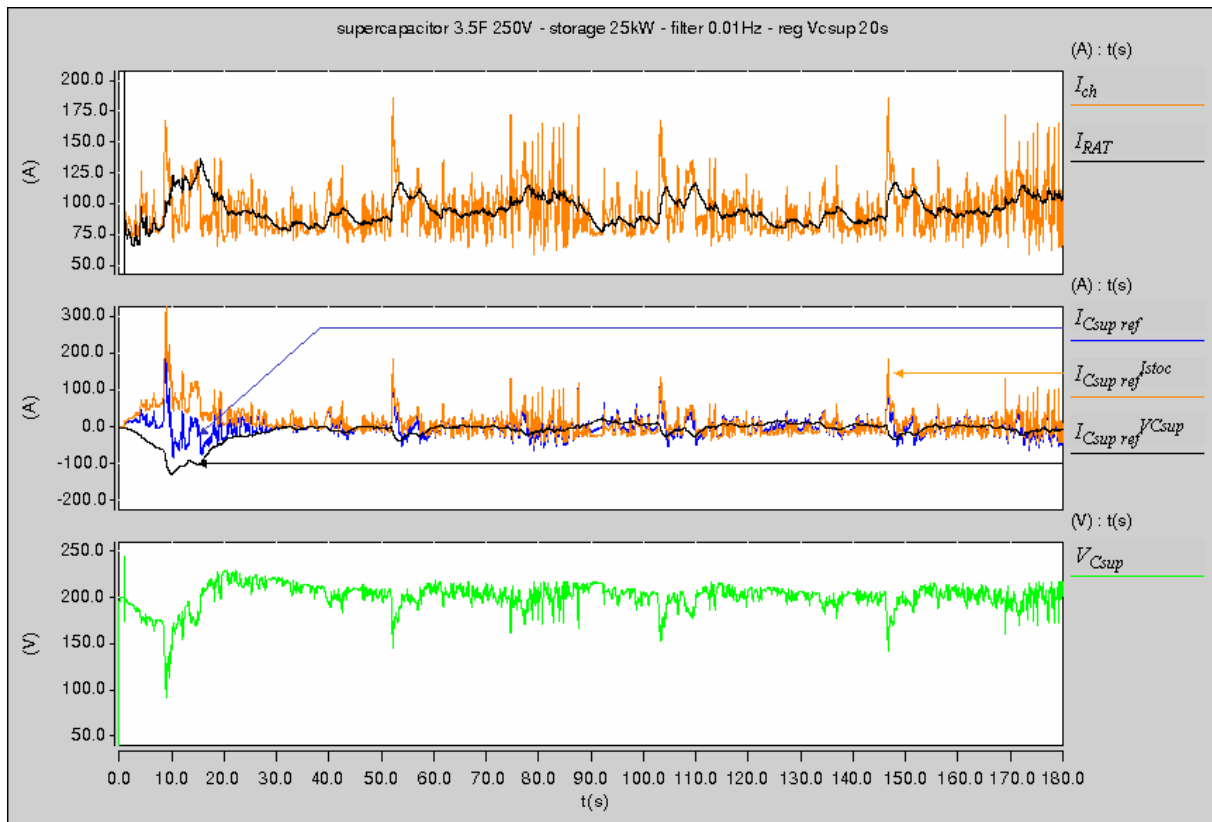


Figure III.26 : Commande standard par filtrage harmonique. En haut : courant de charge sur le réseau I_{ch} et courant RAT I_{RAT} . Au milieu : consigne de courant supercondensateur $I_{Csup\ ref}$, sa composante provenant du filtre de charge $I_{Csup\ ref}^{Istoc}$ et celle provenant du régulateur de tension bus $I_{Csup\ ref}^{VCsup}$. En bas : tension aux bornes du supercondensateur V_{Csup} .

La précharge de la supercondensateur à 201 V permet de fonctionner autour d'un état de charge convenable, conformément au dimensionnement théorique (cf. page 134). Cette valeur est également celle de la consigne de tension supercondensateur. La Figure III.27 permet d'observer l'influence d'une précharge et d'une consigne de tension trop importante, égale à 240 V. Tant que la tension supercondensateur reste inférieure à sa valeur maximale de 250 V, le fonctionnement est correct : le courant RAT est bien filtré et la tension de bus convenablement régulée à 270 V. Dès que la tension supercondensateur atteint sa butée haute, le courant RAT n'est plus filtré, et la tension de bus est perturbée. En effet, l'élément de stockage étant « plein », le surplus de courant RAT circule dans le condensateur de bus, faisant varier la tension sur ce même bus. Il est donc important de ne pas surcharger le supercondensateur.

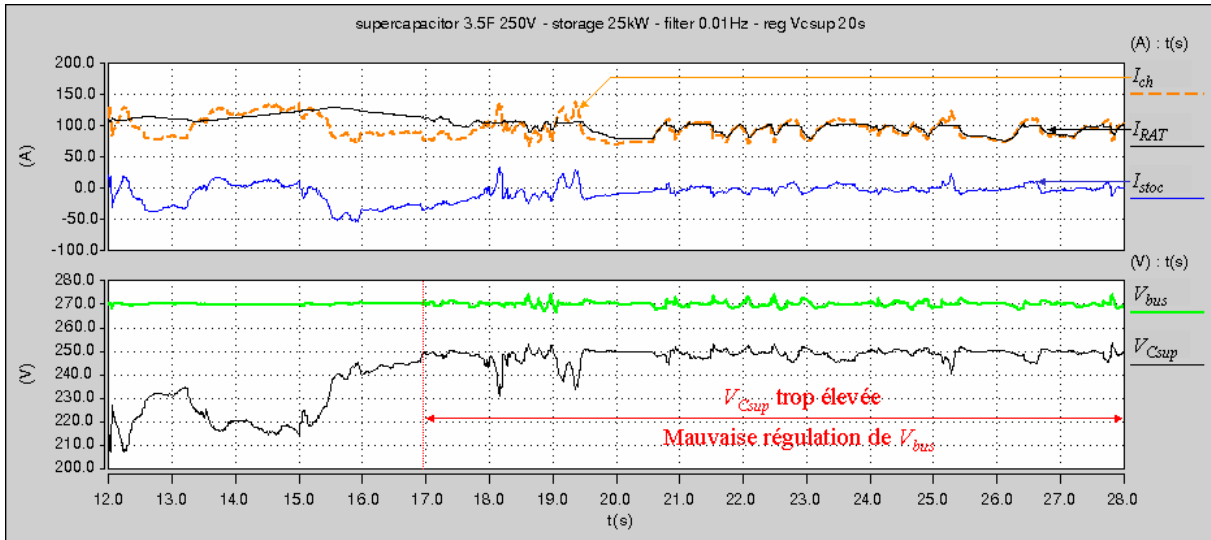


Figure III.27 : Commande standard par filtrage harmonique. Précharge et consigne du supercondensateur trop élevée (240 V). En haut : courant de charge sur le réseau I_{ch} , courant RAT I_{RAT} et courant stockage I_{stoc} . En bas : tension de bus V_{bus} et tension aux bornes du supercondensateur V_{Csup} .

La Figure III.28 montre la tension interne sur la supercapacité idéale, en reprenant la précharge normale de 201 V. La tension varie entre 141 et 214 V, ce qui est bien en deçà de 250 V. La capacité de stockage du supercondensateur n'est donc pas totalement exploitée en préchargeant à une si faible valeur. Il serait possible d'augmenter légèrement la précharge du supercondensateur, mais cela n'est pas nécessaire. En effet, le courant crête dans la supercapacité est inférieur au maximum théorique de 188 A, ce qui ne sollicite pas excessivement le supercondensateur.

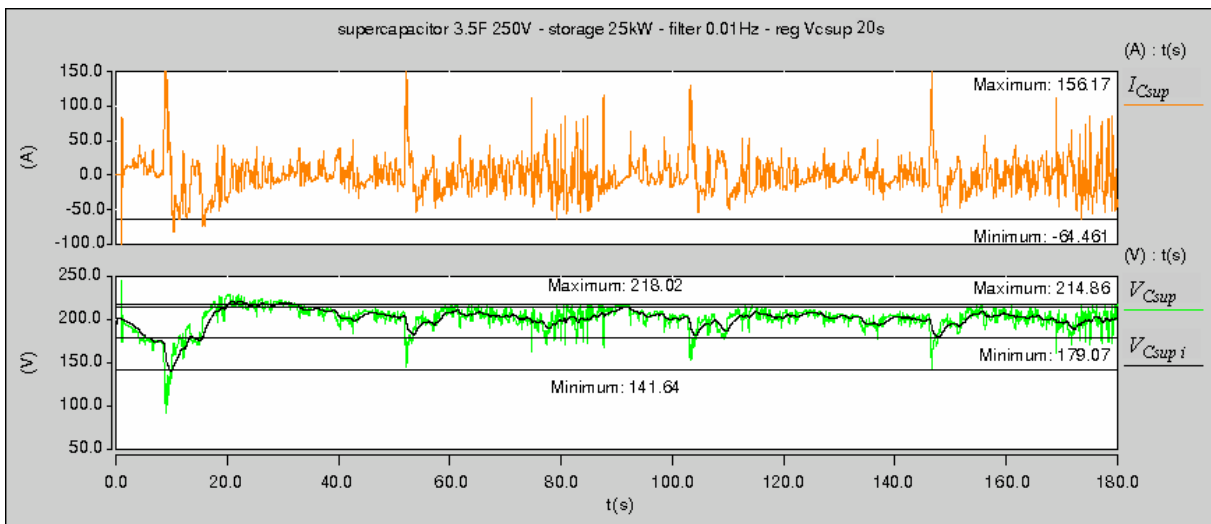


Figure III.28 : Commande standard par filtrage harmonique. Courant I_{Csup} , tension V_{Csup} et tension interne $V_{Csup i}$ du supercondensateur.

Il existe une limitation du courant fourni par le stockage. Elle s'explique par l'autolimitation en courant que procure la régulation de tension supercondensateur. Pour des pointes de courant de la durée présente dans ce profil de mission, la boucle de tension réagit suffisamment rapidement pour intervenir, en s'opposant aux variations de courant trop importantes.

En conséquence de cette limitation en courant, la puissance fournie par la RAT atteint 31,7 kW en pointe, ce qui l'éloigne un peu plus de la puissance moyenne de 25,5 kW (cf. Figure III.29).

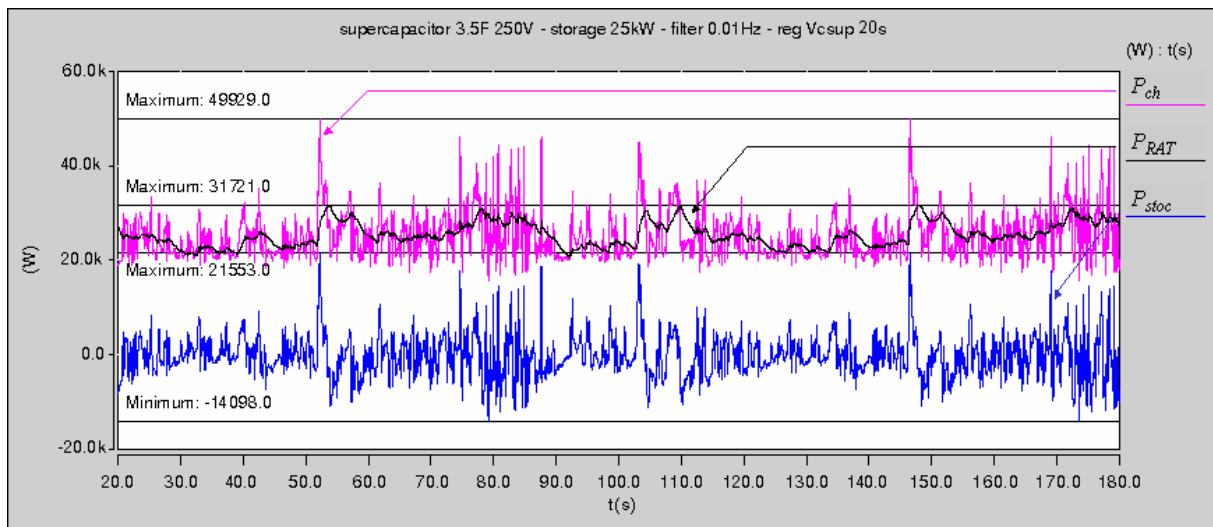


Figure III.29 : Commande standard par filtrage harmonique. Puissances mises en jeu dans le réseau secours : P_{ch} , P_{RAT} et P_{stoc} .

La tension du bus continu est relativement constante, avec une amplitude des variations d'environ 3 V, comme le montre la Figure III.30. Ces amplitudes sont très faibles, et sont obtenues grâce à un condensateur de bus C_{bus} surdimensionné. Un ajustement mieux adapté permettrait de réduire ce condensateur tout en gardant des performances convenables en terme de fluctuation de tension.

Concernant les pertes dans le supercondensateur, elles sont de 192 W en moyenne sur la mission de 3 minutes (cf. Figure III.31). Cette puissance est tout à fait acceptable compte tenu du nombre d'éléments constituant le supercondensateur (cf. § III.3.3). En effet, en considérant 17 éléments de 15 V ayant une résistance thermique de 1,84 °C/W d'après le fabricant, l'élévation de la température de chaque élément par rapport à la température ambiante est de 20 °C seulement. Concernant les pointes de puissance, leurs faibles durées (de l'ordre de la seconde) ne permettent pas un échauffement inquiétant des éléments.

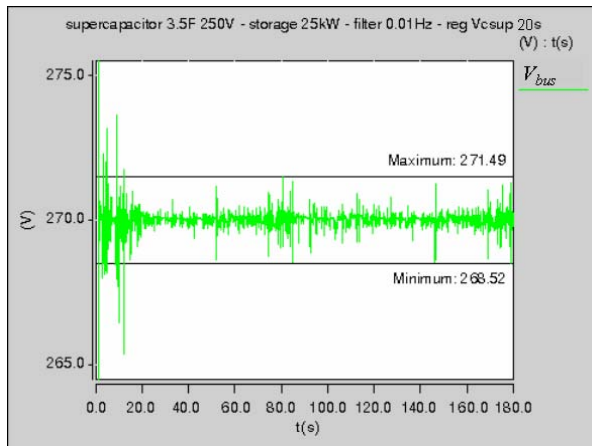


Figure III.30 : Commande standard par filtrage harmonique. Tension de bus (réseau en courant continu).

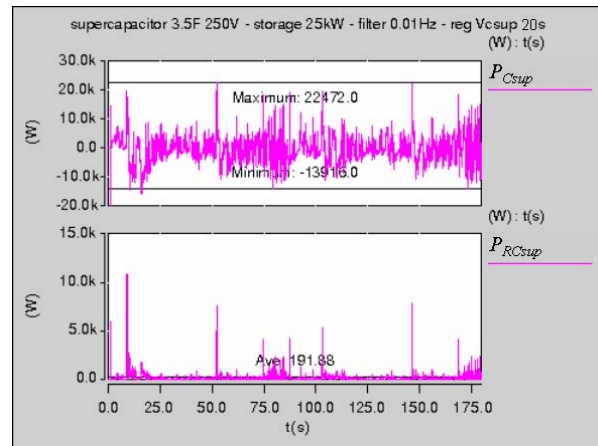


Figure III.31 : Commande standard par filtrage harmonique. Puissances fournies et dissipées par le supercondensateur.

Les pertes dans le convertisseur statique ont été déterminées de la même manière, en s'intéressant à la puissance dissipée dans la résistance interne R_{cv} . La puissance ainsi relevée ne vaut que 22 W (cf. Figure III.32). Cette valeur est inférieure à la réalité, car la modélisation des pertes par la résistance R_{cv} n'est pleinement valable que pour le point de fonctionnement nominal (25 kW). Une autre estimation est proposée, en admettant le rendement du convertisseur égal à 95 % quelle que soit la puissance débitée. On s'intéresse tout d'abord à la moyenne de la puissance fournie au réseau (positive), puis à la moyenne de la puissance stockée (négative). Chacune de ces puissances engendre des pertes que le convertisseur doit dissiper. D'après le relevé de la Figure III.33, les pertes totales sur la mission sont donc égales à $0,05 \times 945,65 + 0,05 \times 1171 = 106$ W. Les pertes dans le convertisseur sont donc faibles, et ne poseront pas de difficultés thermiques particulières.

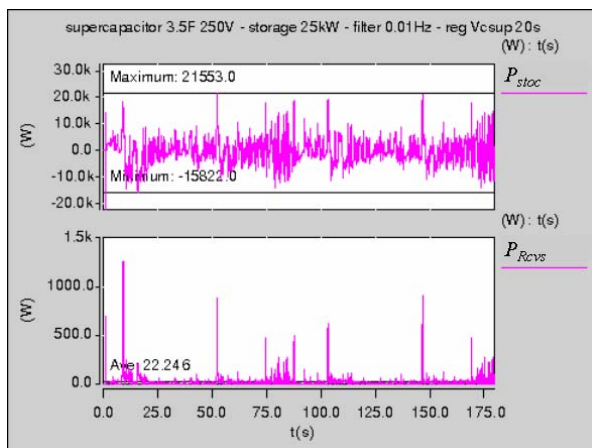


Figure III.32 : Commande standard par filtrage harmonique. Puissance fournie par le convertisseur au réseau et pertes dans le modèle.

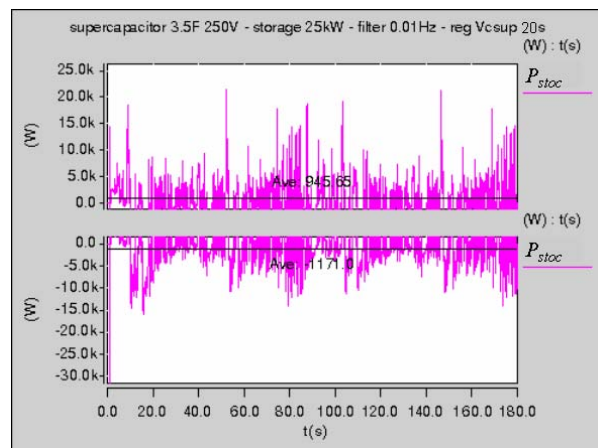


Figure III.33 : Commande standard par filtrage harmonique. Calcul plus réaliste des pertes dans le convertisseur.

Un essai a été réalisé après avoir remplacé la RAT originale de 57 kW par une RAT redimensionnée à la baisse selon le Tableau III.1. En fait, le redimensionnement de la RAT n'est pas réalisé à la puissance de 32 kW. Cette valeur supposait que la RAT fournisse exactement la puissance moyenne des charges. Or, le lissage de puissance est imparfait, ce qui laisse la RAT fournir une puissance supérieure à cette moyenne. Une

majoration d'environ 10 % de sa puissance est alors proposée, soit un dimensionnement à 34,5 kW.

Son surdimensionnement restant conséquent, aucun phénomène de décrochage de la RAT n'est remarqué ; c'est à dire que la charge n'entraîne pas une chute excessive de la vitesse de rotation, laquelle obligerait le découplage de la RAT au réseau. La Figure III.34 montre quelques courbes comparatives entre la RAT originale (ref) et la RAT redimensionnée. Dans les deux cas, la puissance électrique P_{RAT} fournie sur le réseau est identique.

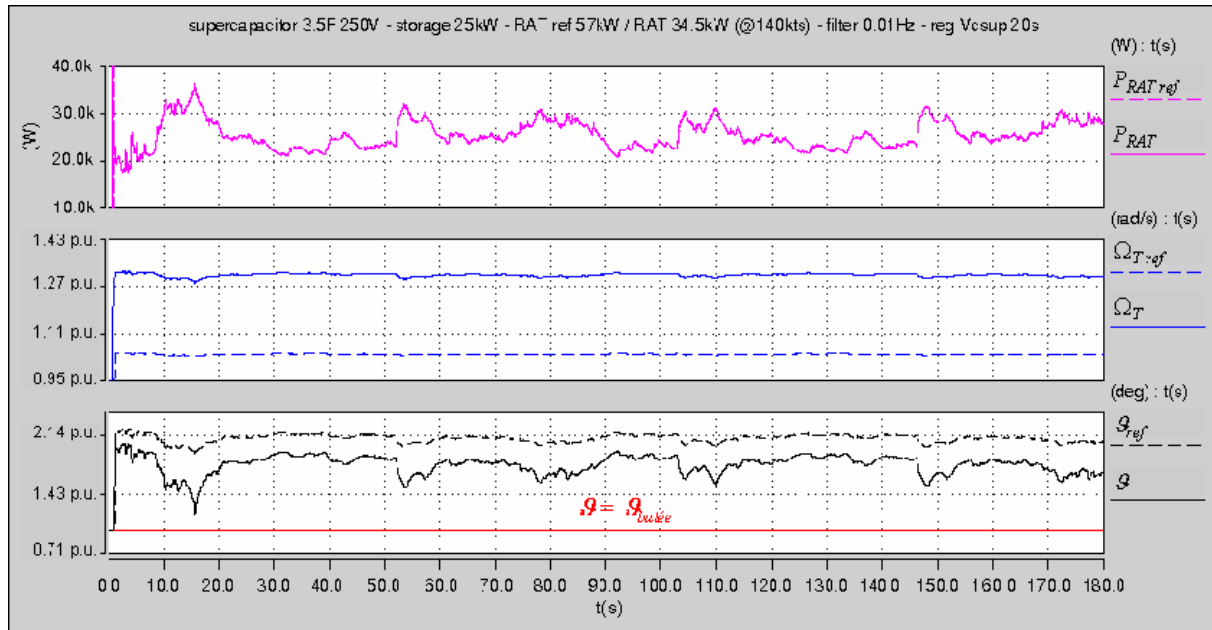


Figure III.34 : Commande standard par filtrage harmonique. Fonctionnement de la turbine RAT avant (ref 57 kW) et après redimensionnement (34,5 kW).

La comparaison est intéressante sur les variables mécaniques. La vitesse de rotation de la turbine Ω_T est plus élevée sur la « petite » RAT. Ceci est dû à la conservation des caractéristiques aérodynamiques de la RAT (cf. § II.7.1). Le phénomène est donc naturel.

Par contre, l'angle de calage des pales \mathcal{G} est censé être conservé quel que soit le dimensionnement de la RAT³⁰. Or, les deux courbes de la Figure III.34 montrent que le nouvel angle est plus faible que celui de référence, et fluctue davantage. Ce phénomène s'explique par une sensibilité plus grande de la nouvelle RAT aux variations de puissance qu'elle fournit. La RAT originale, surdimensionnée, est moins altérée par ces mêmes variations de puissance. Néanmoins, la marge de dimensionnement de la nouvelle RAT est convenable puisque l'angle reste relativement éloigné de la butée $\mathcal{G}_{butée}$.

III.4.1.8 Validation du dimensionnement du supercondensateur

Au vu des bons résultats obtenus lors des simulations présentées ci-avant, le choix du supercondensateur réalisé au paragraphe III.3 semble correct. Il est cependant intéressant de valider son dimensionnement par quelques simulations supplémentaires. Après le dimensionnement par la synthèse, voici donc le dimensionnement par l'analyse.

³⁰ Voir le détail du redimensionnement en Annexe C, paragraphe C.2.1, et en particulier la Figure C.4.

La Figure III.35 montre la puissance fournie par le supercondensateur, qui correspond approximativement à l'ensemble de la puissance fluctuante des charges (aux pertes et imprécisions du filtrage près).

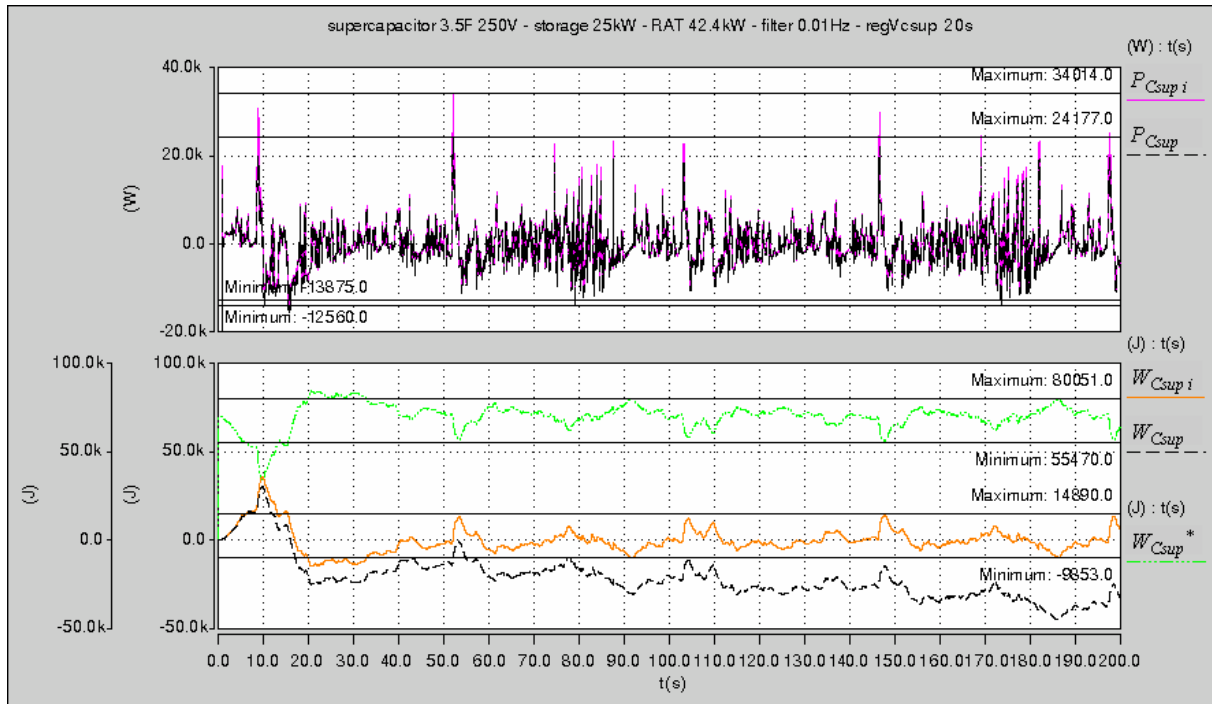


Figure III.35 : Commande standard par filtrage harmonique. En haut : puissances interne $P_{Csup\ i}$ et externes P_{Csup} fournies par le supercondensateur. En bas : énergies interne $W_{Csup\ i}$ et externes W_{Csup} fournies par le supercondensateur, et énergie en stock dans le supercondensateur W_{Csup}^* .

Ce graphique fait également apparaître les énergies précédemment définies dans le supercondensateur. On s'aperçoit que l'énergie en stock W_{Csup}^* et l'énergie interne fournie $W_{Csup\ i}$ conservent des valeurs stables dans le temps, autour de leurs valeurs initiales. Par contre, l'énergie externe fournie W_{Csup} présente une dérive, qui montre une dissipation d'énergie par la résistance interne du supercondensateur.

Le plan énergie-puissance de la Figure III.36 donne l'énergie interne $W_{Csup\ i}$ fournie par la supercapacité en fonction de la puissance fournie P_{Csup} . Le cycle est à comparer à celui présenté en Figure III.13 correspondant au cas idéal. La variation d'énergie est similaire. Par contre, la zone à puissance négative contient des puissances plus élevées (en valeur absolue) que dans le cas théorique. Ceci est dû aux pertes dans l'ensemble de la chaîne de stockage, qu'il est nécessaire de contrer en augmentant la puissance lors des recharges de la supercapacité. La zone à puissance positive possède également des puissances supérieures, pour la même raison.

Le plan de RAGONE de la Figure III.37 donne l'énergie en stock W_{Csup}^* dans la supercapacité en fonction de la puissance fournie P_{Csup} . Le cycle doit pouvoir s'insérer dans le plan limite défini à la Figure III.15. C'est effectivement le cas, et l'état de charge est centré sur approximativement 71 kJ, comme l'indique le relevé temporel de la Figure III.35. Après la phase transitoire durant les 20 premières secondes, l'état de charge varie dans une proportion moins importante que dans le cas théorique.

Par contre, la phase transitoire en début de mission crée une décharge supérieure à la théorie. Cela introduit un passage du cycle au-dessous de 40 kJ (cf. Figure III.37), mais sans conséquence grave puisque ce phénomène ne se répète pas. Il est précisé que cette décharge transitoire s'explique par le temps de stabilisation de la boucle de tension supercondensateur, et qu'il serait possible de l'éviter en pratique.

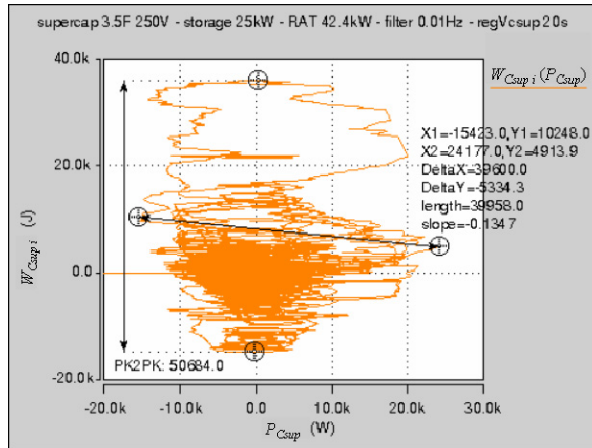


Figure III.36 : Commande standard par filtrage harmonique. Energie interne W_{Csup_i} fournie par la supercapacité en fonction de la puissance fournie P_{Csup} .

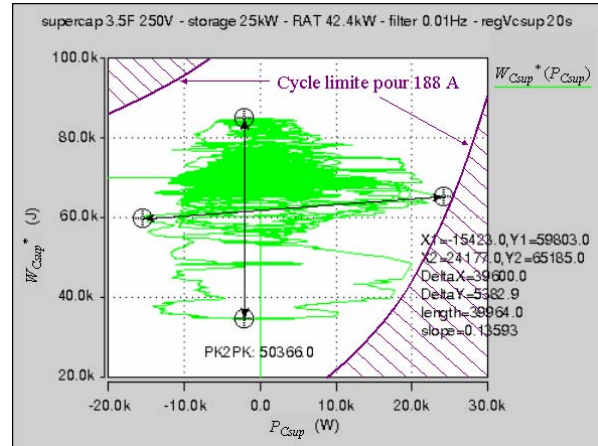


Figure III.37 : Commande standard par filtrage harmonique. Energie en stock W_{Csup}^* dans la supercapacité en fonction de la puissance fournie P_{Csup} .

Ces résultats permettent de conforter notre démarche de dimensionnement. Il est intéressant d'utiliser les plans énergie-puissance en complément des diagrammes temporels.

III.4.1.9 Bilan de la gestion « standard par filtrage harmonique »

La commande par filtrage harmonique permet effectivement de faire délivrer à la RAT une puissance proche de la valeur moyenne des charges. Le gain en dimensionnement de la RAT est conséquent, puisqu'il passe de 57 kW à 34,5 kW, grâce à l'utilisation d'un système de stockage de 25 kW.

III.4.2 Gestion « duale par filtrage harmonique »

Ce paragraphe concerne l'étude qui a été réalisée sur l'inversion des propriétés des sources, tout en conservant le principe de filtrage de la puissance du réseau. La RAT, auparavant utilisée en source de tension, devient une source de courant. La fonction de régulation de la tension de bus est alors confiée au stockage, qui devient « maître » du réseau. Il s'agit donc de l'application duale de la précédente, évoquée au paragraphe III.1.3.

La Figure III.38 donne l'architecture de commande finalement retenue pour cette application (cf. [RC°7] § 7). De manière à ajuster précisément le courant I_{RAT} fourni par la RAT, il a été décidé d'implanter une régulation directe de ce courant plutôt que d'effectuer un réglage indirect, par exemple via un contrôle en couple du générateur. La variable d'action permettant le réglage est la tension d'excitation de la machine. La boucle de régulation de tension de bus auparavant disposée sur la machine laisse donc la place à la boucle de régulation du courant RAT.

Contrairement à ce qui se faisait avec la régulation de tension RAT, la sortie du correcteur de courant RAT ne fournit pas directement la tension d'excitation. Le recours à un second correcteur permet de mieux maîtriser les performances de la régulation, et ainsi d'obtenir des performances correctes. Cette seconde boucle de régulation concerne le courant d'excitation I_{ex} .

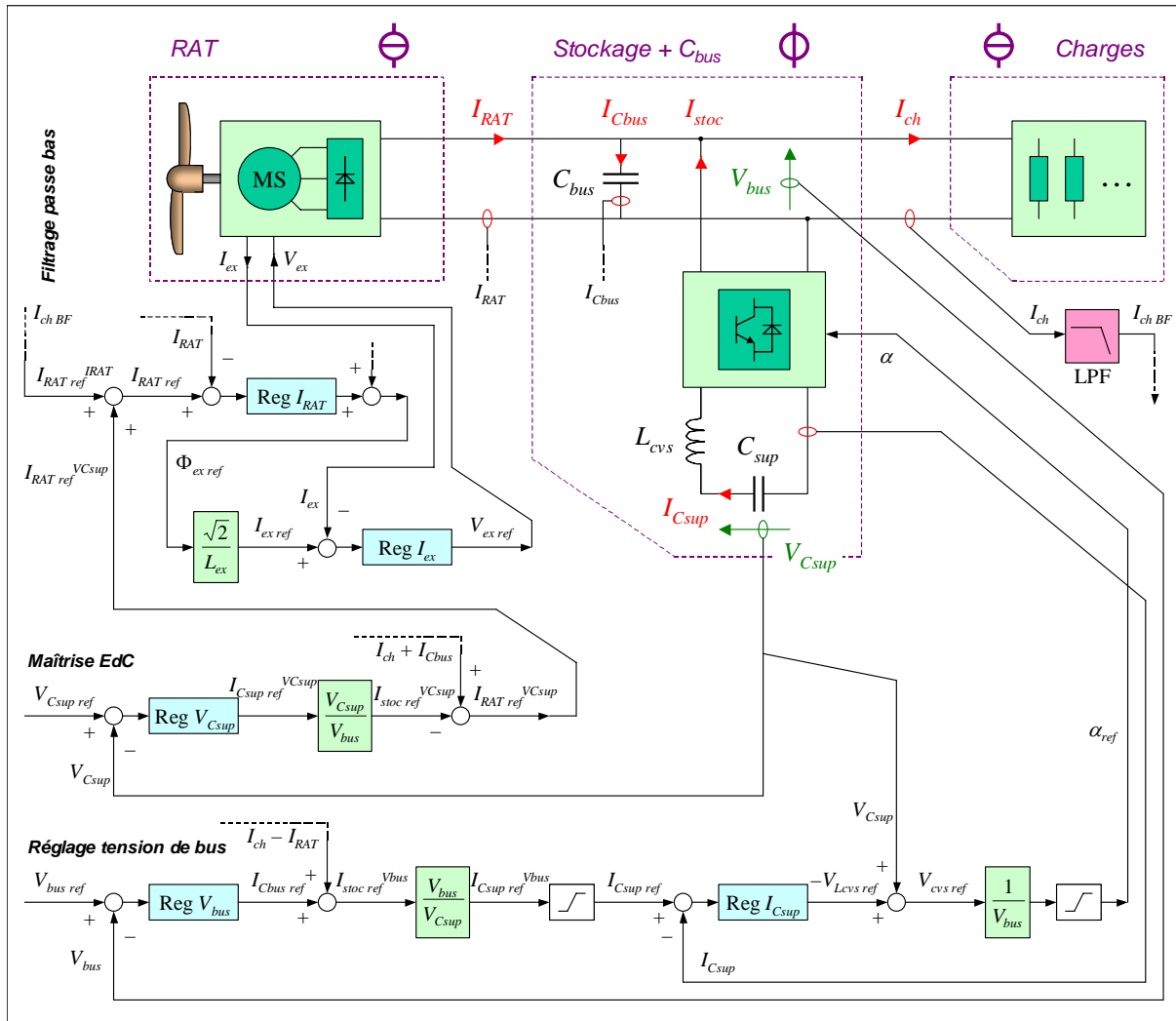


Figure III.38 : Commande duale par filtrage harmonique. Architecture avec stockage par supercondensateur « maître » : régulation de tension de bus par le stockage. Contrôle de l'état de charge supercondensateur par la RAT.

La régulation de la tension de bus est désormais réalisée par le système de stockage. Cette régulation est basée sur l'action du courant dans le condensateur de bus. Par un bilan des puissances, le courant nécessaire dans le système de stockage pour maintenir la tension de bus à la valeur de référence est ensuite déduit.

Le contrôle de l'état de charge du supercondensateur est bien entendu conservé par la régulation de tension supercondensateur. Par contre, cette régulation n'agit plus directement sur le courant de stockage. La boucle de régulation de la tension supercondensateur passe désormais par la RAT au lieu d'être localisée autour du convertisseur de stockage.

Le système de stockage est alors commandé uniquement de façon à réguler la tension de bus. La RAT permet quant à elle de fournir le courant désiré, en l'occurrence celui permettant de fournir le courant de charge filtré par un passe-bas. Mais la RAT a aussi pour rôle de fournir un courant supplémentaire permettant la régulation de la tension supercondensateur.

De cette manière, lorsque le supercondensateur se décharge, la RAT délivre un courant supérieur à sa référence principale, permettant d'envoyer sur le bus continu un courant supérieur à celui nécessaire à l'alimentation des charges du réseau. Ce surplus de courant va avoir tendance à circuler dans le condensateur de bus, entraînant une élévation de la tension de bus. Le système de stockage maîtrisant cette tension de bus, va empêcher son élévation en absorbant le courant excessif provenant de la RAT. L'absorption du courant par le système de stockage va ainsi charger le supercondensateur. Pour que ce principe fonctionne, il faut naturellement que le système de stockage soit plus rapide que la RAT.

III.4.2.1 Prédimensionnement des sources

Le dimensionnement des sources correspond à celui effectué pour la vision duale présentée au paragraphe III.1.3.2. La RAT est donc dimensionnée à 25,5 kW, et le système de stockage à 31,5 kW.

III.4.2.2 Dimensionnement du système de stockage

Le système de stockage étant maintenant surdimensionné, en passant de 25 kW à 31,5 kW, il est nécessaire de revoir le dimensionnement de chacun de ses composants.

Supercondensateur

Le précédent dimensionnement était valable pour une puissance de stockage inférieure à 29,7 kW (cf. § III.4.1.2, application de la formule (III.21) pour 200 V). Au-dessus de cette valeur, le système n'est pas capable de conserver les performances définies auparavant, à savoir : être capable de fournir la pleine puissance pour une profondeur de décharge de 20 %, soit une tension supercapacité de 200 V.

Il est proposé de doubler le nombre de supercondensateurs en couplant deux séries de 100 éléments en parallèle. Cette solution semble avantageuse en terme de masse et de performances par rapport à l'adoption d'éléments de plus forte capacité unitaire. De plus, cela améliore la disponibilité en cas de défaillance de plusieurs éléments. Le supercondensateur équivalent possède donc les caractéristiques suivantes :

- tension maximale : $V_{Csup\ max}$ $2,5\ V \times 100$ 250 V ;
- capacité nominale : C_{sup} $350\ F \times 2 / 100$ 7 F ;
- résistance interne (à 25 °C) : R_{Csup} $3,2\ m\Omega \times 100 / 2$ 160 mΩ ;
- courant nominal : $I_{Csup\ nom}$ $70\ A \times 2$ 140 A ;
- masse totale : m_{Csup} $60\ g \times 200 \times 1,4$ 16,67 kg.

Ce composant est ainsi largement surdimensionné, mais cela est utile puisque le système de stockage prend une importance capitale, en devenant « maître » de la tension réseau. Une grande réserve d'énergie améliorera la sécurité en cas de fortes pointes sur le réseau.

Convertisseur statique

Le rendement du convertisseur reste admis à 95 %. La puissance maximale à fournir par le supercondensateur se calcule donc comme précédemment avec la relation (III.17), et vaut approximativement 33 158 W.

En considérant l'état de charge maximal de la supercapacité, la tension interne $V_{Csup i}$ vaut 250 V, ce qui entraîne un courant $I_{Csup} = 133$ A lorsque la puissance fournie est maximale, par application de la formule (III.19). La tension aux bornes du supercondensateur vaut dans ces conditions $V_{Csup} = 227$ V.

Comme pour le système 25 kW, le dimensionnement est réalisé pour l'état de charge de 64 % correspondant à la profondeur de décharge de la supercapacité de 20 %. La tension $V_{Csup i}$ vaut donc 200 V, et le courant I_{Csup} vaut 197 A pour la puissance maximale. La tension aux bornes du supercondensateur chute alors à $V_{Csup} = 168,5$ V.

Pour un même état de charge « interne » de la supercapacité, le niveau de tension est supérieur à celui obtenu lors du dimensionnement à 25 kW. Cela montre le bienfait du surdimensionnement du supercondensateur.

A titre informatif, avec ce dimensionnement à 64 % d'état de charge, la puissance que sera capable de fournir le système pour 100 % EdC vaut près de 41 kW.

La résistance interne du convertisseur représentative des pertes est estimée de la même manière que pour le stockage précédent avec la formule (III.24), et vaut $R_{cvs} = 42,8$ mΩ.

Bobine d'inductance

La valeur d'inductance est également déterminée de la façon précédente avec l'expression (III.26), et vaut $L_{cvs} = 171,5$ μH.

Là encore, le dimensionnement physique de la bobine d'inductance a permis d'estimer en particulier la masse et la résistance interne, respectivement $m_{Lcvs} = 6$ kg et $R_{Lcvs} = 2,87$ mΩ.

III.4.2.3 Régulation du courant d'excitation RAT

Le circuit d'excitation de la machine de la RAT étant modélisé par un simple circuit RL série, la boucle de régulation du courant inducteur s'écrit simplement comme indiqué en Figure III.39.

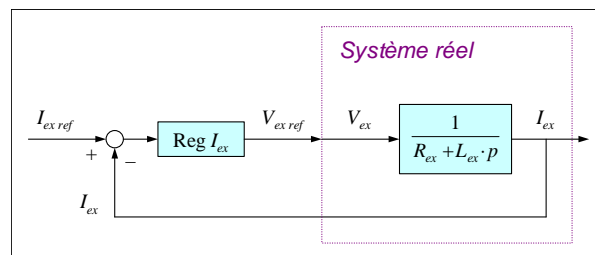


Figure III.39 : Boucle de courant d'excitation de la RAT : chaîne complète.

Le régulateur est un PI sous la forme (III.30) avec les gains $K_{p\text{lex}}$ et $K_{i\text{lex}}$. Sans compensation de pôle, la fonction de transfert en boucle fermée est :

$$\frac{I_{ex}(p)}{I_{ex\text{ref}}(p)} = \frac{1 + \frac{K_{p\text{lex}}}{K_{i\text{lex}}} \cdot p}{1 + \frac{R_{ex} + K_{p\text{lex}}}{K_{i\text{lex}}} \cdot p + \frac{L_{ex}}{K_{i\text{lex}}} \cdot p^2} \quad (\text{III.39})$$

Le dénominateur est identifié avec la fonction type du second ordre, d'où les divers paramètres :

$$\begin{cases} \omega_n = \sqrt{\frac{K_{i\text{lex}}}{L_{ex}}} \\ \xi = \frac{R_{ex} + K_{p\text{lex}}}{2 \cdot \sqrt{L_{ex} \cdot K_{i\text{lex}}}} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} K_{p\text{lex}} = 2 \cdot \xi \cdot L_{ex} \cdot \omega_n - R_{ex} \\ K_{i\text{lex}} = L_{ex} \cdot \omega_n^2 \end{cases} \quad (\text{III.40})$$

La stabilité est assurée si les gains du correcteur sont positifs, ce qui introduit la condition suivante sur la pulsation propre non-amortie :

$$\omega_n > \frac{R_{ex}}{2 \cdot \xi \cdot L_{ex}} = \frac{1}{2 \cdot \xi \cdot \tau_{ex}} \quad (\text{III.41})$$

Un coefficient d'amortissement unitaire est préféré afin d'éviter tout dépassement supplémentaire, soit $\xi = 1$. Les conditions sur la pulsation et le temps de réponse sont donc : $\omega_n > 250$ rad/s et $t_{R\ 5\%} < 18$ ms.

III.4.2.4 Régulation du courant principal RAT

La boucle de régulation du courant I_{RAT} englobe la boucle plus rapide du courant d'excitation I_{ex} . Cette dernière est donc considérée comme transparente vis-à-vis de la première. Le détail de la boucle de commande avec la schématisation du système est donné en Figure III.40. L'entrée de compensation de la tension V_{bus} sur la commande doit être pondérée d'un coefficient de manière à prendre en compte les différents gains présents dans la chaîne du système.

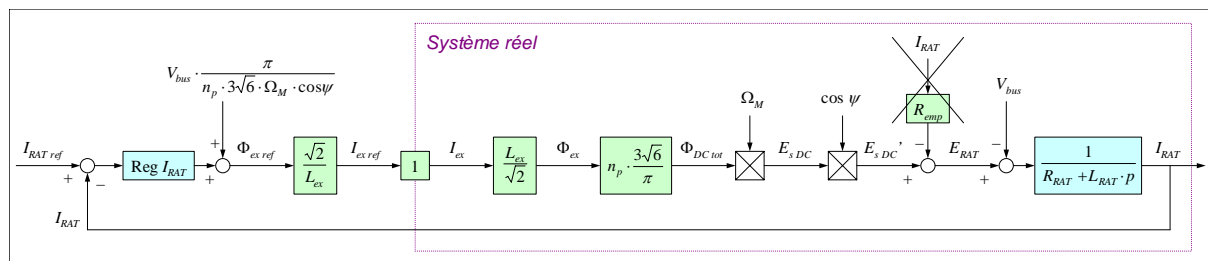


Figure III.40 : Boucle du courant principal RAT : chaîne complète.

L'effet de l'empiétement est négligé pour la mise au point de la commande. En définissant un gain $K_{ex\ B}$, le schéma peut se simplifier comme indiqué en Figure III.41, avec³¹ :

³¹ Comme déjà appliqué auparavant (§ III.4.1.3), les valeurs de fréquence de rotation et de déphasage utilisées pour les calculs sont les valeurs nominales.

$$K_{exI} = n_p \cdot \frac{3\sqrt{6}}{\pi} \cdot \Omega_M \cdot \cos\psi \quad (\text{III.42})$$

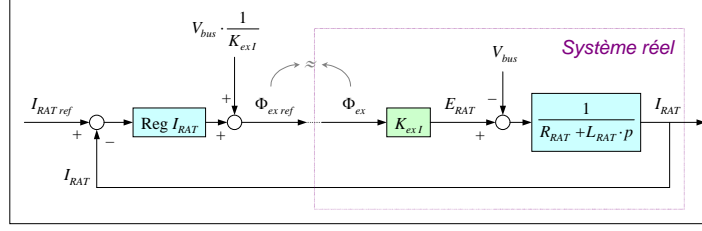


Figure III.41 : Boucle du courant principal RAT : chaîne simplifiée.

En utilisant le traditionnel correcteur PI sous la forme (III.30) avec les gains K_{pIRAT} et K_{iIRAT} , la boucle fermée du système corrigé est la suivante :

$$\frac{I_{RAT}(p)}{I_{RATref}(p)} = \frac{1 + \frac{K_{pIRAT}}{K_{iIRAT}} \cdot p}{1 + \frac{1}{K_{iIRAT}} \cdot \left(\frac{R_{RAT}}{K_{exI}} + K_{pIRAT} \right) \cdot p + \frac{L_{RAT}}{K_{iIRAT} \cdot K_{exI}} \cdot p^2} \quad (\text{III.43})$$

Une fois le dénominateur identifié avec la fonction type du deuxième ordre, il vient :

$$\left\{ \begin{array}{l} \omega_n = \sqrt{\frac{K_{iIRAT} \cdot K_{exI}}{L_{RAT}}} \\ \xi = \frac{R_{RAT} + K_{pIRAT} \cdot K_{exI}}{2 \cdot \sqrt{L_{RAT} \cdot K_{iIRAT} \cdot K_{exI}}} \end{array} \right. \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} K_{pIRAT} = \frac{2 \cdot \xi \cdot L_{RAT} \cdot \omega_n - R_{RAT}}{K_{exI}} \\ K_{iIRAT} = \frac{L_{RAT} \cdot \omega_n^2}{K_{exI}} \end{array} \right. \quad (\text{III.44})$$

La condition nécessaire de stabilité est assurée pour des gains du correcteur positifs, ce qui introduit la condition suivante sur la pulsation propre non-amortie :

$$\omega_n > \frac{R_{RAT}}{2 \cdot \xi \cdot L_{RAT}} \quad (\text{III.45})$$

Il est là encore choisi d'éviter tout dépassement supplémentaire, d'où $\xi = 1$. Les conditions sur la pulsation et le temps de réponse sont donc : $\omega_n > 400$ rad/s et $t_{R5\%} < 11$ ms. Ces conditions imposent une rapidité trop élevée compte tenu des possibilités offertes par la RAT. Il y a en effet des contraintes électromagnétiques liées aux étages inducteurs qui limitent la dynamique de commande du générateur. Nous choisissons alors de fixer $\xi = 2$, d'où les conditions d'existence $\omega_n > 200$ rad/s et $t_{R5\%} < 55$ ms, lesquelles sont plus raisonnables.

III.4.2.5 Régulation de la tension de bus

La tension de bus étant désormais régulée par le système de stockage, la boucle est entièrement revue (cf. Figure III.42). La boucle de courant supercondensateur I_{Csup} est supposée parfaite.

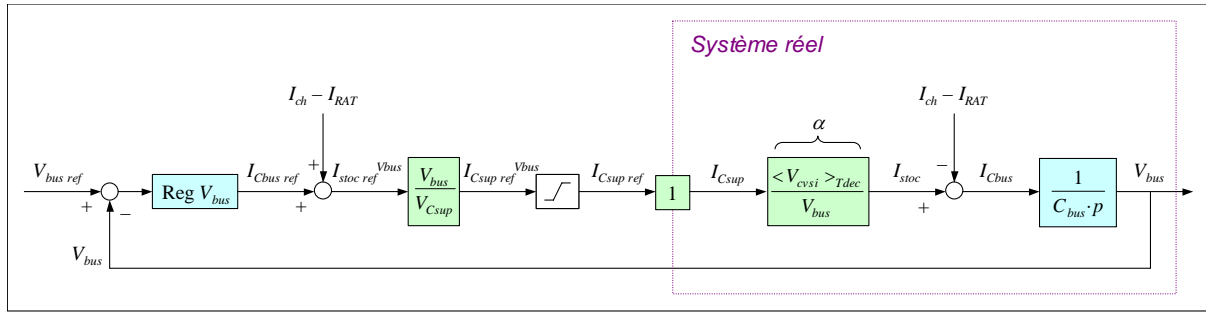


Figure III.42 : Boucle de tension de bus sur le système de stockage : chaîne complète.

Une fois la compensation et les gains pris en compte, la boucle se simplifie comme indiqué Figure III.43. Le condensateur de bus est maintenant un élément clé de la régulation.

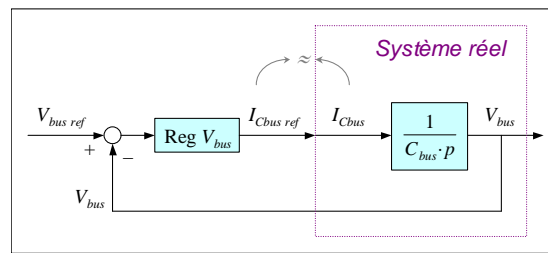


Figure III.43 : Boucle de tension de bus sur le système de stockage : chaîne simplifiée.

Le correcteur utilisé reste de type PI, sous la forme (III.30) déjà présentée. La fonction de transfert du système corrigé en boucle fermée s'écrit alors :

$$\frac{V_{bus}(p)}{V_{bus\,ref}(p)} = \frac{1 + \frac{K_{pVbus}}{K_{iVbus}} \cdot p}{1 + \frac{K_{pVbus}}{K_{iVbus}} \cdot p + \frac{C_{bus}}{K_{iVbus}} \cdot p^2} \quad (\text{III.46})$$

D'où l'expression des gains du correcteur après identification avec la fonction type du second ordre :

$$\begin{cases} \frac{1}{\omega_n^2} = \frac{C_{bus}}{K_{iVbus}} \\ \frac{2 \cdot \xi}{\omega_n} = \frac{K_{pVbus}}{K_{iVbus}} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} K_{iVbus} = C_{bus} \cdot \omega_n^2 \\ K_{pVbus} = 2 \cdot \xi \cdot C_{bus} \cdot \omega_n \end{cases} \quad (\text{III.47})$$

La nouvelle boucle de tension de bus est alors bien plus simple à mettre au point que celle auparavant constituée avec la RAT.

III.4.2.6 Régulation du courant supercondensateur

La boucle de courant supercondensateur est strictement inchangée par rapport à la configuration de commande précédente concernant le stockage « esclave » (cf. § III.4.1.4).

III.4.2.7 Régulation de la tension supercondensateur

La boucle de tension supercondensateur est représentée en Figure III.44 (d'après [RC°7] § 7.5.5). Elle est un peu plus complexe que dans le cas de la commande standard, car elle fait intervenir le courant principal de la RAT. La boucle de ce dernier courant est d'ailleurs supposée idéale pour la synthèse du correcteur.

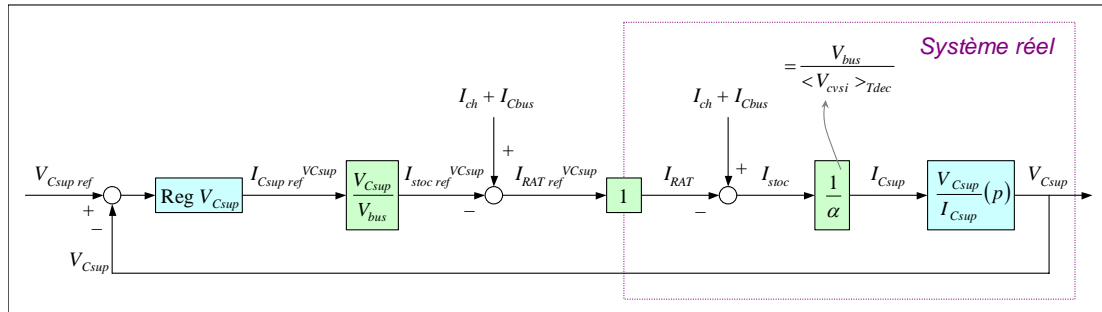


Figure III.44 : Boucle de tension supercondensateur par RAT : chaîne complète.

Une fois simplifiée, la boucle de tension supercondensateur se représente comme indiqué en Figure III.45.

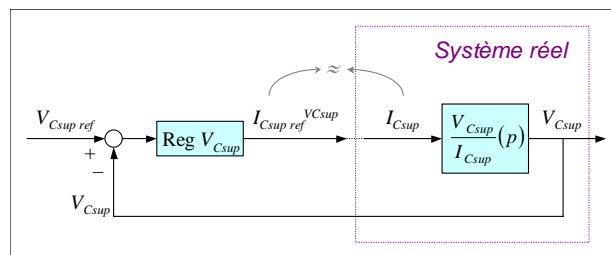


Figure III.45 : Boucle de tension supercondensateur par RAT : chaîne simplifiée.

Finalement, la synthèse du correcteur de cette boucle revient à celle précédemment réalisée avec le stockage « esclave » (cf. § III.4.1.5).

III.4.2.8 Choix des bandes passantes des régulations

Comme montrée précédemment, la boucle de courant RAT doit avoir un temps de réponse inférieur à 55 ms. Le choix s'effectue pour 50 ms, car il n'est pas utile d'avoir une boucle très réactive. Au contraire, elle doit être de préférence plus lente que la boucle de tension de bus pour éviter les perturbations de tension. Ce temps de réponse permet en outre de conserver une bande passante inférieure à 10 Hz, et ainsi de rester dans le domaine de validité du modèle de RAT (cf. Figure II.44).

La boucle de courant d'excitation de la RAT doit naturellement être très rapide devant celle de courant principal RAT afin de garantir la séparation des modes. Un temps de réponse égal à 5 ms est alors adopté, ce qui est assez rapide mais réaliste.

La Figure III.46 permet de mieux visualiser les différentes boucles de régulation dans le plan temporel et fréquentiel.

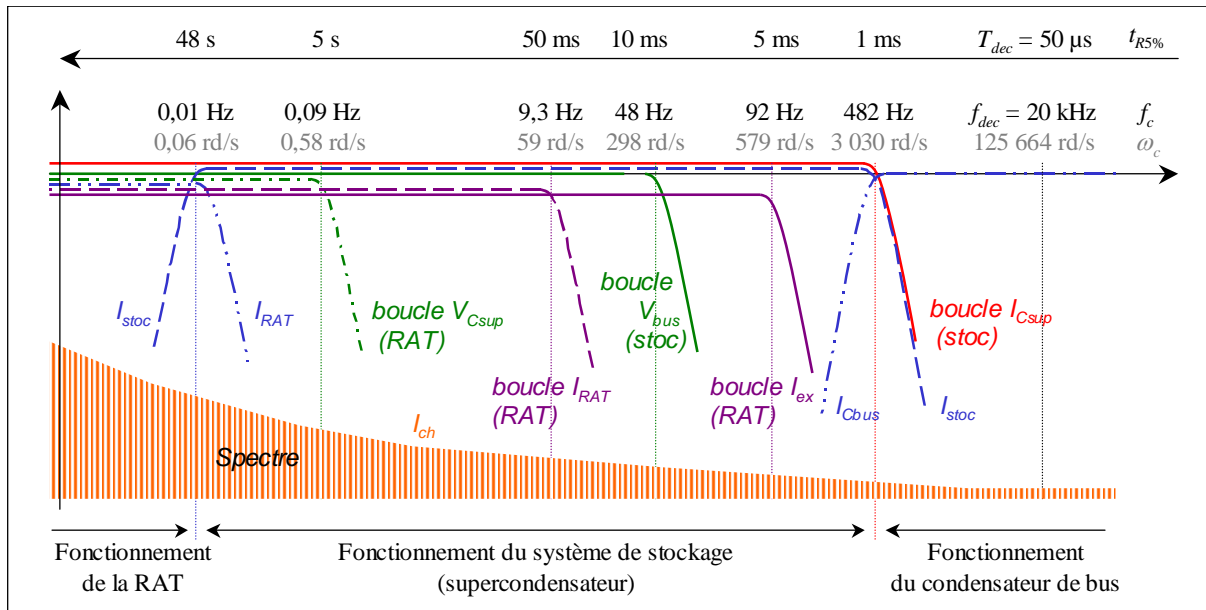


Figure III.46 : Placement des différents modes dans le domaine temporel et fréquentiel (commande duale par filtrage harmonique).

La boucle de courant RAT placée à 50 ms introduit une contrainte sur le choix des temps de réponse des autres boucles. En effet, la boucle de tension de bus V_{bus} doit être plus rapide que celle du courant I_{RAT} afin d'éviter des perturbations importantes de la tension V_{bus} du fait d'à-coups de courants sur le bus continu³². Or, la boucle de tension de bus doit être lente vis-à-vis de la boucle de courant supercondensateur afin de respecter la séparation des modes. Enfin, le temps de réponse de cette dernière boucle doit être bien en deçà de la période de découpage du hacheur, limitée à 50 μ s (20 kHz).

Le temps de réponse de la boucle de courant supercondensateur est alors maintenu à 1 ms (déjà fixé pour la commande standard) et celui de la tension de bus est fixé à 10 ms.

Concernant la boucle de tension supercondensateur, son temps de réponse doit être très lent vis-à-vis de l'ensemble des autres boucles de régulation. Cependant, utilisant une commande par filtrage de la puissance de charge, il est préférable de choisir cette boucle de tension plus rapide que le filtre du courant de charge. Sachant que ce filtre a un temps de réponse de 48 s (0,01 Hz), un temps de réponse de 5 s est retenu pour la boucle de tension supercondensateur. Davantage de commentaires sur le choix de cette valeur sont donnés dans le paragraphe qui suit.

III.4.2.9 Résultats de simulations

La Figure III.47 donne un aperçu global du fonctionnement du système de secours. Le courant de RAT apparaît bien filtré, tandis que le courant de stockage contient la composante haute fréquence du courant de charge.

La consigne de courant de la RAT est obtenue par deux composantes. La première provient du filtrage du courant de charge, qui est donc l'image de la puissance moyenne

³² D'un autre côté, il n'est pas souhaitable que la boucle de V_{bus} soit beaucoup plus rapide que la boucle de I_{RAT} . En effet, lors d'un appel de I_{ch} , il est préférable que la RAT réagisse avec une dynamique proche de celle du stockage afin d'éviter des sollicitations excessives de ce dernier. Ceci est particulièrement valable avec la stratégie MPPT exposée plus loin, et a peu d'importance avec la stratégie par filtrage, où la puissance demandée à la RAT a de toute manière une faible dynamique.

absorbée par les charges. La deuxième composante du courant provient du régulateur de tension supercondensateur. Cette consigne varie au rythme des variations lentes de cette tension, et est destinée à assurer la maîtrise de la charge du supercondensateur.

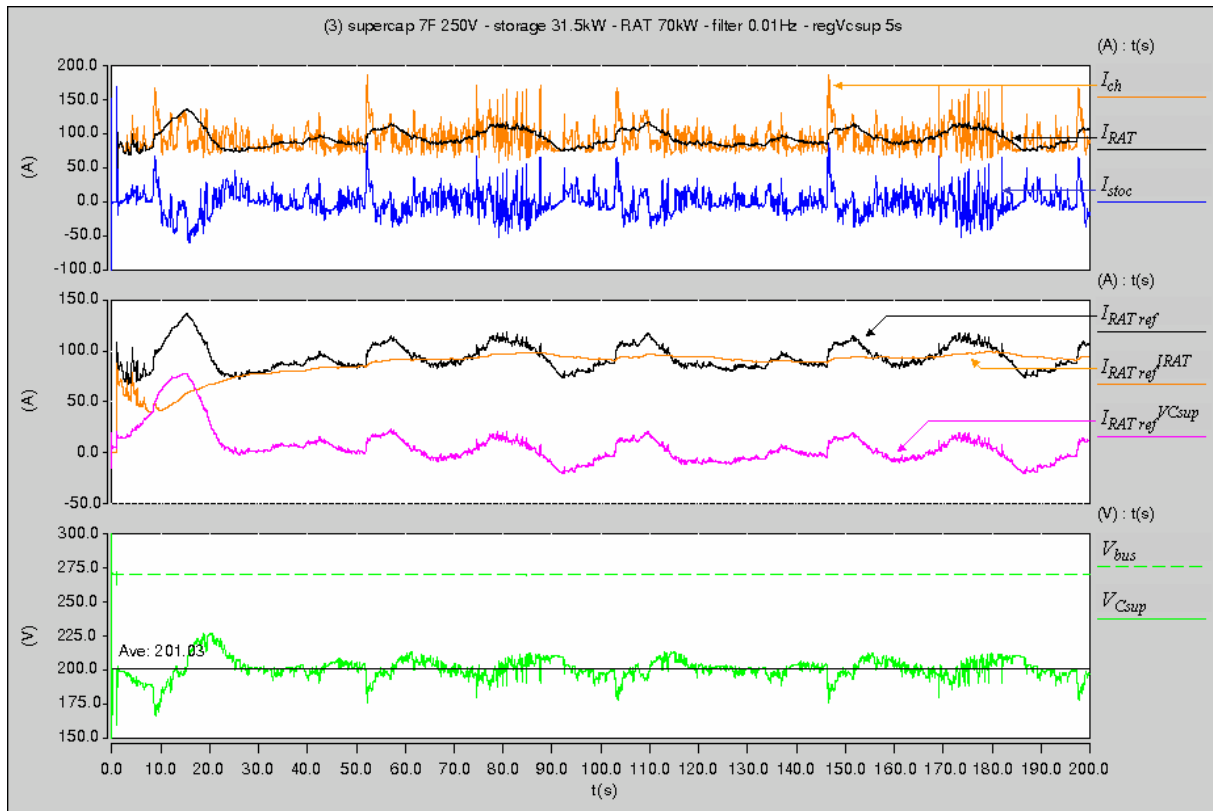


Figure III.47 : Commande duale par filtrage harmonique : mise en évidence de son bon fonctionnement. En haut : courant de charge sur le réseau I_{ch} , courant RAT I_{RAT} et courant stockage I_{stoc} . Au milieu : consigne de courant RAT $I_{RAT\ ref}$, sa composante provenant du filtre de charge $I_{RAT\ ref}^{IRAT}$ et celle provenant du régulateur de tension bus $I_{RAT\ ref}^{VCsup}$. En bas : tension de bus V_{bus} et tension aux bornes du supercondensateur V_{Csup} .

La tension aux bornes du supercondensateur varie dans des proportions acceptables, ce qui montre que le dimensionnement du supercondensateur est correct. La Figure III.48 fait apparaître l'amplitude des variations de cette tension, et également l'allure de la tension « interne supercapacité » représentative de l'état de charge de l'élément de stockage.

La précharge du supercondensateur et sa consigne en tension reste fixée à 201 V, ce qui permet à cet élément de stockage de fonctionner correctement. Dans le cas d'une consigne trop élevée, telle que 240 V par exemple, les effets sont plus néfastes qu'avec la commande standard. En effet, comme cela avait été montré en Figure III.27, la tension de bus est affectée lorsque le supercondensateur est pleinement chargé. Avec cette commande duale, le système de stockage ayant le rôle de réguler la tension de bus, cette dernière est plus fortement impactée lorsque le supercondensateur est « plein ».

En conservant un état de charge « normal », la tension de bus est parfaitement régulée autour de 270 V, comme le montre la Figure III.49. La bande passante élevée de sa boucle de régulation permet d'accroître les performances par rapport à la stratégie de régulation du bus par la RAT (cf. § III.4.1.7, Figure III.30). L'amplitude des variations atteint seulement 0,5 V, alors que les meilleurs résultats précédemment obtenus

affichaient 3 V. Ici, davantage que dans le cas de la commande standard, la capacité de bus C_{bus} pourrait être fortement diminuée.

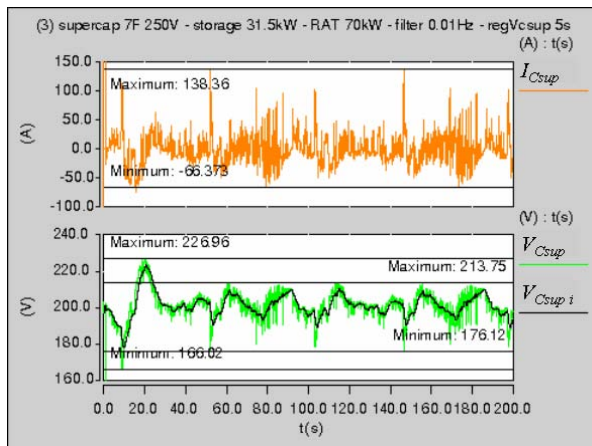


Figure III.48 : Commande duale par filtrage harmonique. Courant délivré par le supercondensateur I_{Csup} . Tension externe V_{Csup} et interne V_{Csup_i} du supercondensateur.

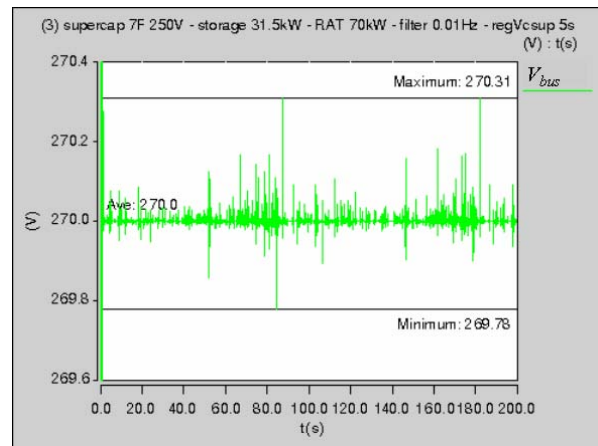


Figure III.49 : Commande duale par filtrage harmonique. Tension du bus continu parfaitement régulée par le système de stockage.

Le bilan des puissances est donné en Figure III.50. Il est similaire à celui obtenu dans la stratégie de commande standard où la tension de bus est régulée par la RAT (cf. § III.4.1.7, Figure III.29). Le stockage apporte une bonne contribution au réseau, avec une puissance crête de 22,6 kW. Cependant, la puissance fournie par la RAT prend des valeurs parfois élevées, atteignant 31,8 kW, ce qui dépasse les 28 kW théoriques. Ceci est dû à la régulation de tension supercondensateur, laquelle introduit des ondulations de puissance. Une optimisation de cette boucle de régulation serait nécessaire pour palier ce problème.

Le paramétrage de la boucle de tension supercondensateur est délicat. Un temps de réponse trop long (50 s par exemple) ne permet pas un bon fonctionnement ; la régulation est trop lente, créant une tendance à la décharge de la supercapacité. De plus, une boucle trop lente a un effet négatif sur le filtrage de la puissance de charge. Afin d'obtenir les performances correctes présentées ici, un gain de 1/10 a dû être ajouté dans la boucle de tension supercondensateur, en amont de la référence $I_{RAT_{ref}}^{VCsup}$. Il permet d'atténuer la composante $I_{RAT_{ref}}^{VCsup}$ du courant RAT servant à la régulation de la tension supercondensateur, sans altérer l'efficacité de cette régulation.

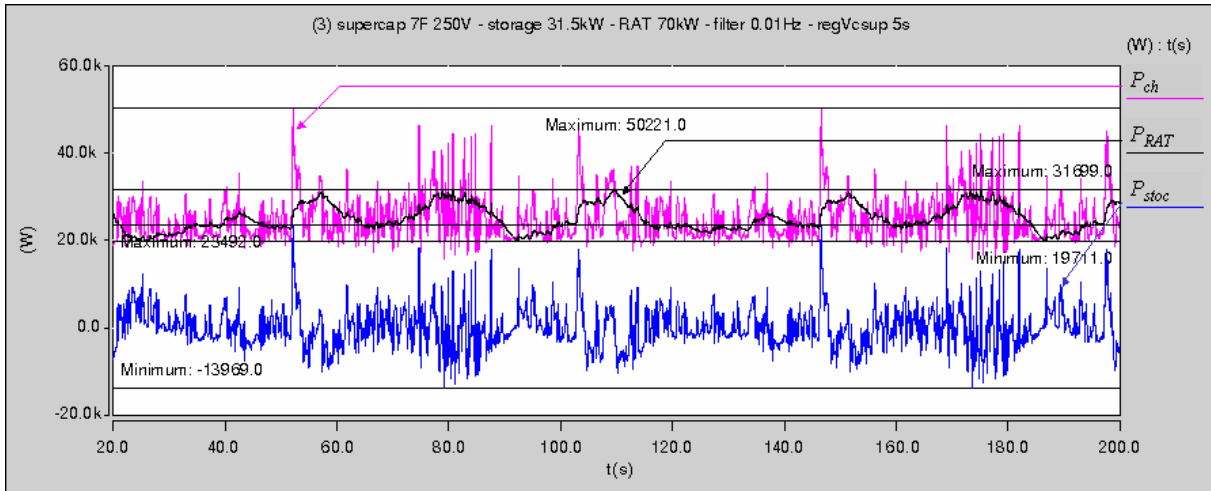


Figure III.50 : Commande duale par filtrage harmonique. Puissances mises en jeu dans le réseau secours : P_{ch} , P_{RAT} et P_{stoc} .

La Figure III.51 donne les puissances fournies et dissipées par le supercondensateur. Ce dernier ayant une résistance interne moitié par rapport à la solution standard, les pertes moyennes sont approximativement divisées par deux, et ce malgré un courant supercondensateur similaire.

Pour information, la Figure III.52 sépare les puissances positives et négatives fournies par le système de stockage. Les moyennes positive et négative valent respectivement 1689 W et -1749 W. En admettant 5 % de pertes, cela implique une moyenne de 172 W, ce qui ne pose pas de problèmes thermiques particuliers compte tenu de ce qui a été dit pour la commande précédente, paragraphe III.4.1.7.

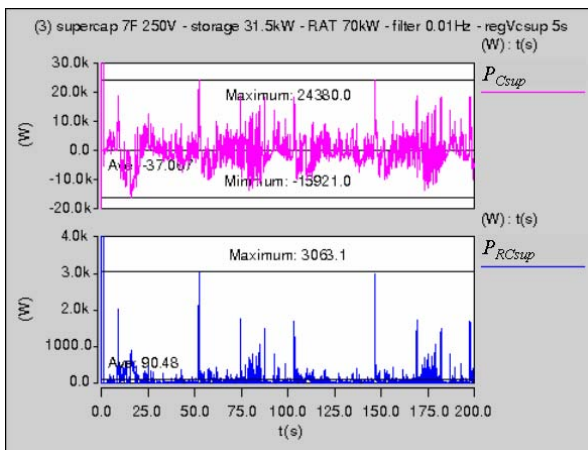


Figure III.51 : Commande duale par filtrage harmonique. Puissances fournies et dissipées par le supercondensateur

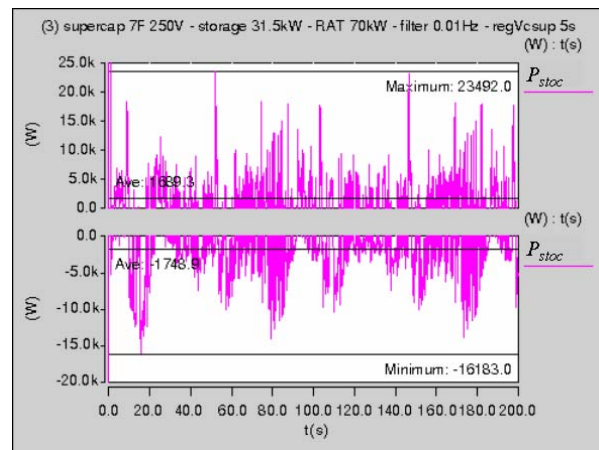


Figure III.52 : Commande duale par filtrage harmonique. Puissance fournie par le système de stockage.

Des essais après redimensionnement à la baisse de la RAT ont été effectués. Comme dans le cas du « stockage esclave », les imperfections du filtrage imposent un surdimensionnement par rapport à ce qui a été prédéfini au Tableau III.2. En prenant un surdimensionnement de 10 %, cela porte la puissance à 28 kW au lieu des 25,5 kW théoriques. Malgré cette marge, cette puissance est insuffisante pour offrir un bon fonctionnement. Ce dimensionnement pourrait éventuellement être maintenu à condition de retravailler la régulation de la tension supercondensateur.

Finalement, quelques essais ont été réalisés après redimensionnement de la RAT à 32 kW. De ce fait, la RAT est largement dimensionnée sur le profil de mission. La Figure III.53 fait apparaître les variations de la vitesse de rotation de la turbine de la RAT ainsi que l'angle de calage des pales.

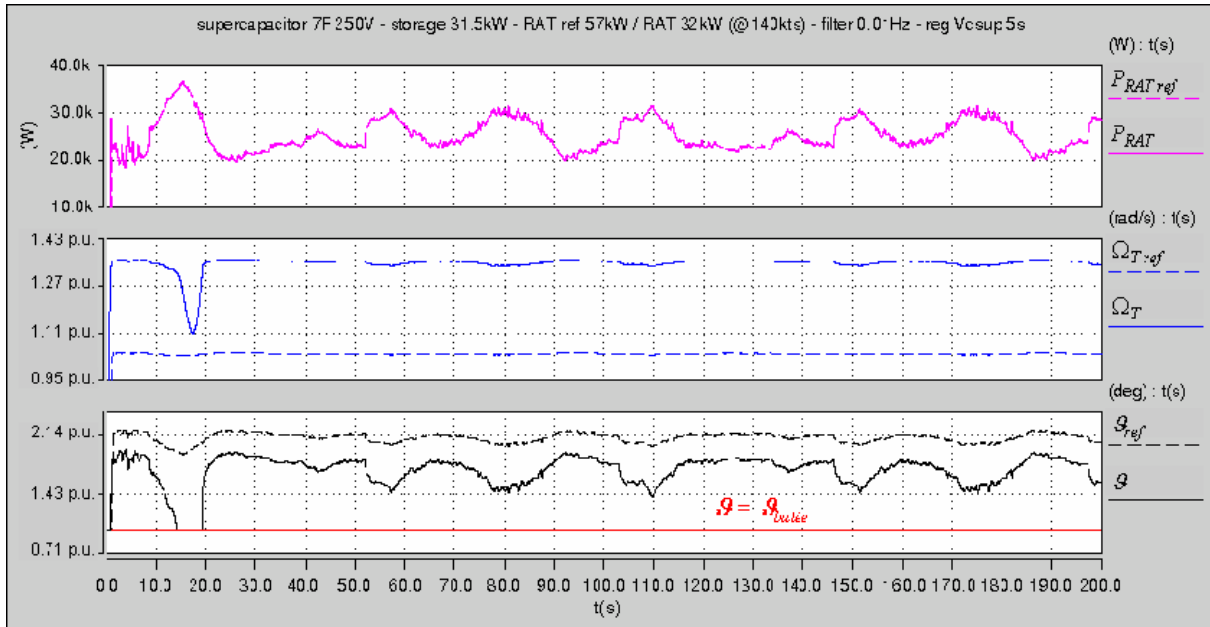


Figure III.53 : Commande duale par filtrage harmonique. Fonctionnement de la turbine RAT avant (ref 57 kW) et après redimensionnement (32 kW).

Pendant la phase de démarrage, avant stabilisation du système, on observe une butée de l'angle de calage des pales ϑ . Mais sa durée est suffisamment courte pour ne pas entraîner un décrochage ; la vitesse de rotation n'a pas le temps de chuter excessivement.

Après stabilisation du système, les variations de vitesse et d'angle sont faibles. Le calage reste très éloigné de sa butée mécanique, ce qui montre un fort surdimensionnement de la RAT.

III.4.2.10 Bilan de la gestion « duale par filtrage harmonique »

L'inversion des propriétés des sources permet effectivement de réduire la puissance de dimensionnement de la RAT. Avec ce système de stockage « maître », la RAT est largement dimensionnée pour une puissance de 32 kW, alors qu'avec le stockage « esclave », la RAT devait avoir une puissance d'au moins 34,5 kW. Cette différence n'est pas très importante, mais permet de valider le principe de dualité exposé en paragraphe III.1.3.

Cette configuration duale de la commande permet donc de réaliser la fonction désirée. La puissance fournie par la RAT prend la valeur imposée, malgré une légère perturbation due à la régulation de tension supercondensateur. Le système de stockage remplit quant à lui pleinement sa fonction de régulation du bus continu. Enfin, la charge du supercondensateur est correctement régulée grâce à la concordance des commandes entre le convertisseur de stockage et la RAT.

Cependant, la stratégie de filtrage de la puissance des charges, associée à une régulation de la tension supercondensateur telle qu'indiquée ici, ne semble pas la solution optimale. Il apparaît que le dimensionnement théorique de la RAT, basé sur la puissance moyenne des charges, doit être revu à la hausse.

De plus, le filtrage diminue la bonne réactivité naturelle de la RAT, en demandant à celle-ci de ne fournir qu'une puissance lentement variable. Or, la RAT supporte très bien les surcharges temporaires et rapides grâce à son inertie mécanique et à sa technologie (machine tournante).

Une augmentation de la fréquence de filtrage jusqu'à une valeur proche de la bande passante de la boucle de courant permettrait d'exploiter au mieux la RAT. Cependant, la RAT fournirait des pointes de puissance importantes, remettant en cause son sous-dimensionnement (puisque dimensionnée sur les pointes).

C'est pourquoi une commande optimisée, telle que celle proposée au paragraphe suivant, pourrait apporter un réel plus en terme de sous-dimensionnement de la RAT.

III.4.3 Gestion « optimisée MPPT »

L'introduction d'une commande de type MPPT (Maximum Power Point Tracking) sur la RAT permettrait de réduire le dimensionnement de celle-ci. En effet, cette commande optimisée est intéressante dans la mesure où la RAT fonctionne autant que possible à sa puissance maximale. Or, surdimensionner la RAT entraîne l'éloignement de son point de fonctionnement par rapport à l'optimum. Il est donc préférable de faire fonctionner la RAT proche de sa limite en puissance en la surdimensionnant le moins possible. Cette dernière est ainsi dimensionnée pour fournir exactement la puissance moyenne absorbée par les charges, sans surdimensionnement³³.

Le principe de cette commande MPPT, très couramment adoptée en éolien classique, repose sur la recherche du fonctionnement optimal de la turbine. Pour des conditions aérodynamiques données (vitesse avion...), il existe un point de fonctionnement optimal : le maximum de la caractéristique 'puissance'-'vitesse de rotation' de la turbine. Cette commande exige donc de contrôler la vitesse de rotation ou la puissance de la turbine. En pratique, la faible dynamique de la turbine, due à son inertie, nous amène à contrôler la puissance plutôt que la vitesse de rotation.

Le fait de contrôler la puissance fournie par la turbine impose le changement des propriétés des sources, en adoptant la commande duale. En effet, la puissance électrique fournie par la RAT étant imposée par le système MPPT, le courant fourni par la RAT sur le bus continu varie dans la même proportion, puisque la tension de bus doit rester constante quoi qu'il arrive. La RAT fonctionne alors en source de courant, et le système de stockage en source de tension, de manière à respecter les règles d'association des sources électriques.

Connaissant la fréquence de rotation de la turbine, la consigne de puissance issue d'une commande MPPT est généralement exploitée de manière à obtenir une consigne de couple de la turbine. Le choix effectué ici porte sur le maintien d'une commande en puissance par l'intermédiaire d'une consigne en courant, obtenue après mesure de la

³³ En réalité, il existe un surdimensionnement de la RAT, car la mission (profil de puissance Figure III.1) utilisée est un cas défavorable. Sur un horizon de mission plus long, la puissance moyenne est inférieure à celle mentionnée sur le graphique.

tension de bus. Ce courant de référence optimal doit conduire à un fonctionnement à puissance maximale.

III.4.3.1 Principe de fonctionnement du MPPT

La fonction MPPT étant basée sur la recherche du point de fonctionnement à puissance optimale d'une turbine éolienne, il est nécessaire de s'intéresser aux caractéristiques aérodynamiques de cette dernière. La stratégie MPPT utilisée ici n'est pas une réelle recherche du point de fonctionnement à puissance maximale sans connaissance des caractéristiques précises de la turbine, telles que certaines stratégies à logique floue par exemple [SB01]. La stratégie employée ici se base sur la connaissance des caractéristiques aérodynamiques de la turbine, en supposant ces données fiables.

La puissance éolienne captée par la turbine est celle donnée par l'expression (II.31). En régime statique, la puissance mécanique sur l'arbre de la turbine prend la valeur de cette puissance éolienne. Elle a pour valeur maximale :

$$P_{mec\ max} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_T \cdot v_T^3 \cdot c_{p\ max} \quad (\text{III.48})$$

Afin d'obtenir une expression dépendante de la vitesse de rotation, la vitesse de l'air sur la turbine v_T peut être remplacée sachant qu'elle s'exprime à partir de l'équation (II.33) :

$$v_T = \frac{R_T \cdot \Omega_{T\ opt}}{\lambda_{opt}} \quad (\text{III.49})$$

La puissance mécanique maximale s'exprime alors de la manière suivante, en faisant disparaître de surcroît la surface S_T grâce à son expression (II.32) :

$$P_{mec\ max} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \pi \cdot R_T^5 \cdot \Omega_{T\ opt}^3 \cdot \frac{c_{p\ max}}{\lambda_{opt}^3} \quad (\text{III.50})$$

Lorsque le calage des pales est en butée basse (correspondant à l'angle ϑ minimal, la turbine étant « au repos »), les coefficients $c_{p\ max}$ et λ_{opt} sont constants, entraînant une puissance $P_{mec\ max}$ constante. En revanche, lorsque l'angle de calage des pales augmente, les coefficients $c_{p\ max}$ et λ_{opt} varient de sorte à entraîner une diminution de la puissance mécanique maximale.

Il est intéressant d'exprimer le rapport $c_{p\ max} / \lambda_{opt}^3$ en fonction de la vitesse de rotation Ω_T afin d'obtenir une puissance uniquement dépendante de cette dernière variable.

Dans le cas particulier où le calage des pales arrive en butée basse (à $\vartheta_{butée}$, lorsque $\Omega_T < \Omega_{T\ butée}$), le calage est fixe, et la caractéristique $c_p(\lambda)$ est unique (cf. Figure III.54). Le rapport $c_{p\ max} / \lambda_{opt}^3$ ne dépend plus de la vitesse de rotation, mais est constant.

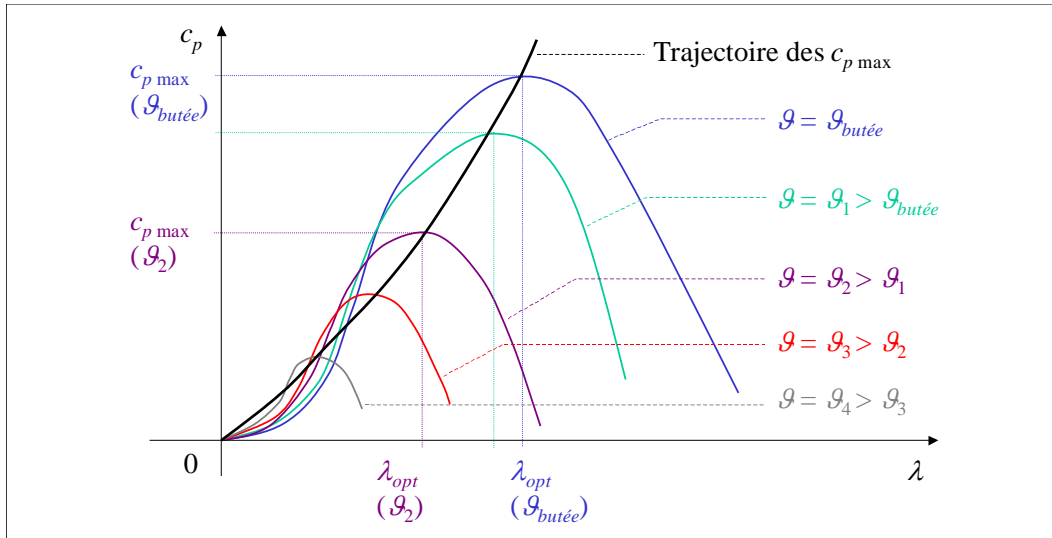


Figure III.54 : Caractéristiques du coefficient de puissance $c_p(\lambda, g)$ de la RAT utilisée.

Dans le cas plus fréquent où le calage des pales est variable, soit $g > g_{butée}$ (lorsque $\Omega_T > \Omega_{T\ butée}$), la caractéristique $c_p(\lambda)$ change en permanence. Les points optimaux se déplacent dans le plan $c_p(\lambda)$ de la Figure III.54. Le rapport $c_{p\ max} / \lambda_{opt}^3$ dépend entièrement de la vitesse de rotation. Pour l'exprimer, il est tout d'abord nécessaire d'exprimer indépendamment les grandeurs $c_{p\ max}$ puis λ_{opt} en fonction de la vitesse de rotation. Cela est obtenu grâce à la relation liant l'angle de calage et la vitesse de rotation tracée en Figure II.32.

Plan 'puissance'-'vitesse de rotation'

La Figure III.55 trace les courbes des puissances maximales dans le plan 'puissance'-'vitesse de rotation'. Les zones de fonctionnement à calage fixe et variable y sont distinguées.

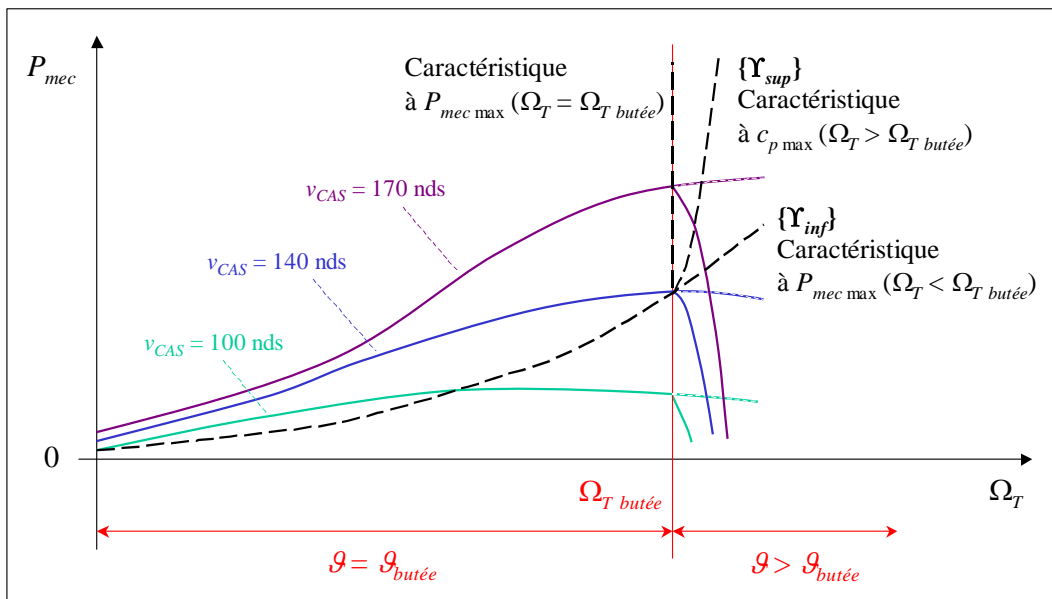


Figure III.55 : Courbes 'puissance'-'vitesse de rotation' de la RAT dans les deux modes de fonctionnement : calage fixe ($g = g_{butée}$, $\Omega_T < \Omega_{T\ butée}$) et calage variable ($g > g_{butée}$, $\Omega_T > \Omega_{T\ butée}$).

Lorsque la butée intervient, il apparaît clairement que la courbe caractéristique à puissance maximale $\{\Upsilon_{inf}\}$ coupe les caractéristiques de la turbine en leurs sommets. Il y a donc tout intérêt à suivre cette caractéristique à puissance maximale.

Lorsque le calage augmente, la caractéristique optimale $\{\Upsilon_{sup}\}$ à coefficient de puissance maximal $c_{p\ max}$ ne coupe plus les caractéristiques de la turbine en leurs sommets. En fait, tous les sommets sont atteints pour le calage fixe, lorsque la vitesse de rotation est exactement égale à $\Omega_{T\ butée}$. La caractéristique à $c_{p\ max}$ correspond cependant aux points de fonctionnement qui mènent la turbine au sommet de ses caractéristiques $c_p(\lambda)$ et ainsi au meilleur rendement aérodynamique.

Lien avec la vitesse avion

La vision d'ensemble de la Figure III.55 montre que la turbine est optimisée pour un fonctionnement à 140 nds. En effet, c'est pour cette vitesse avion que la puissance optimale est atteinte quand la vitesse de rotation prend sa valeur de limite de butée $\Omega_{T\ butée}$.

Pour les vitesses avion inférieures à 140 nds, les puissances maximales sont atteintes quand le calage est en butée, et que la vitesse de rotation est inférieure à la limite $\Omega_{T\ butée}$. Dans l'utilisation actuelle des RAT, ces puissances maximales à basses vitesses avion ne peuvent être atteintes, car les butées de l'angle sont évitées autant que possible afin de ne pas mener au décrochage.

Pour les vitesses avion supérieures à 140 nds, les puissances maximales théoriques ne peuvent pas être atteintes à cause de la mise en fonctionnement du système de calage variable des pales. Les maxima de puissance pratiques sont obtenus en limite de butée $\Omega_{T\ butée}$.

Stratégie MPPT

Finalement, la caractéristique 'puissance'-'vitesse de rotation' à suivre pour fonctionner à puissance maximale est différente suivant le mode de fonctionnement (calage fixe / calage variable). La loi MPPT change suivant les cas :

- Calage fixe ($\theta = \theta_{butée}$; $\Omega_T < \Omega_{T\ butée}$) : la consigne de puissance de la RAT suit la courbe $\{\Upsilon_{inf}\}$. Ce cas se produit dans des conditions de faible vitesse avion ($v_{CAS} < 140$ nds).
- Calage variable ($\theta > \theta_{butée}$; $\Omega_T > \Omega_{T\ butée}$) : la consigne de puissance de la RAT suit la courbe $\{\Upsilon_{sup}\}$ ³⁴. Ce cas se produit dans des conditions de vitesse avion élevée ($v_{CAS} > 140$ nds).

En pratique, la consigne de puissance est établie en mesurant la vitesse de rotation Ω_T de la RAT, et par application de la formule (III.50). Dans cette expression, la masse volumique de l'air ρ et le rayon de la turbine R_T sont connus. Le rapport $c_{p\ max} / \lambda_{opt}^3$ dépend du mode de fonctionnement (calage fixe ou variable) et se calcule également à partir de la vitesse de rotation.

³⁴ Lors du fonctionnement à calage variable, la puissance maximale est atteinte pour la vitesse de rotation $\Omega_{T\ butée}$. Ne disposant pas d'une boucle de régulation de la vitesse de rotation, il n'est pas possible de s'y placer exactement. Il est alors intéressant de suivre la courbe $\{\Upsilon_{sup}\}$, même si une chute de puissance est observée (cf. Figure III.55, l'intersection de $\{\Upsilon_{sup}\}$ avec la caractéristique de la RAT pour $v_{CAS} = 170$ nds).

III.4.3.2 Utilisation de la fonction MPPT sur un réseau avion

La stratégie de commande MPPT ne peut pas être appliquée dans un réseau de bord aussi simplement qu'elle l'est dans l'éolien terrestre.

Dans ce dernier cas, l'éolienne est commandée de manière à délivrer en permanence la puissance maximale au réseau de distribution électrique sur lequel elle est raccordée. La puissance de l'éolienne étant généralement très faible vis-à-vis des consommateurs du réseau, sa puissance, aussi « optimale » soit-elle, est toujours utilisée.

Dans le cas du secours avion, la RAT est la principale source d'énergie embarquée, dimensionnée pour fournir la totalité de l'énergie des consommateurs de l'avion. Elle doit donc être surdimensionnée pour être capable de fournir l'énergie requise. De ce fait, elle ne peut fonctionner à son optimum de puissance en permanence, car elle produirait beaucoup trop d'énergie. Il est donc nécessaire de distinguer deux modes de fonctionnement :

- fonctionnement normal : la RAT fournit la totalité de la puissance requise par les charges du réseau (et la puissance nécessaire au maintien de la charge du système de stockage) ;
- fonctionnement MPPT : la RAT fournit sa puissance maximale.

Le second mode sera donc utilisé temporairement, lors des demandes importantes du réseau ou de chute de la vitesse avion. Lorsque la demande en puissance sur le réseau sera faible, le mode de fonctionnement MPPT sera inactif pour laisser place au mode de fonctionnement normal. Il s'agit donc d'une commande mixte normal/MPPT.

La puissance maximale que peut fournir la RAT issue des courbes $\{\gamma_{inf}\}$ et $\{\gamma_{sup}\}$ est comparée en permanence au besoin en puissance des charges du réseau. Lorsque le besoin est supérieur aux possibilités de la RAT, le mode MPPT est activé.

Cas à basse vitesse avion (calage fixe)

La Figure III.56 illustre le fonctionnement de la commande normal/MPPT lors d'un vol à basse vitesse avion. En partant d'un point de fonctionnement à faible charge, la RAT fonctionne à calage variable, en mode normal. Lorsque la puissance électrique demandée sur le réseau augmente, le couple électromagnétique de la machine augmente également, entraînant progressivement une augmentation du couple mécanique et une diminution de la vitesse de rotation au niveau de la turbine. La variation des grandeurs mécaniques se produit lentement grâce à l'inertie de la RAT. La puissance mécanique augmente alors progressivement en suivant la caractéristique $P_{mec}(\Omega_T)$ de la turbine.

Dans le cas où la puissance demandée sur le réseau devient supérieure à celle que la RAT est capable de fournir (courbe optimale $\{\gamma_{inf}\}$), le basculement en mode MPPT s'effectue. Le point d'équilibre est le croisement de la caractéristique de la turbine avec la courbe optimale.

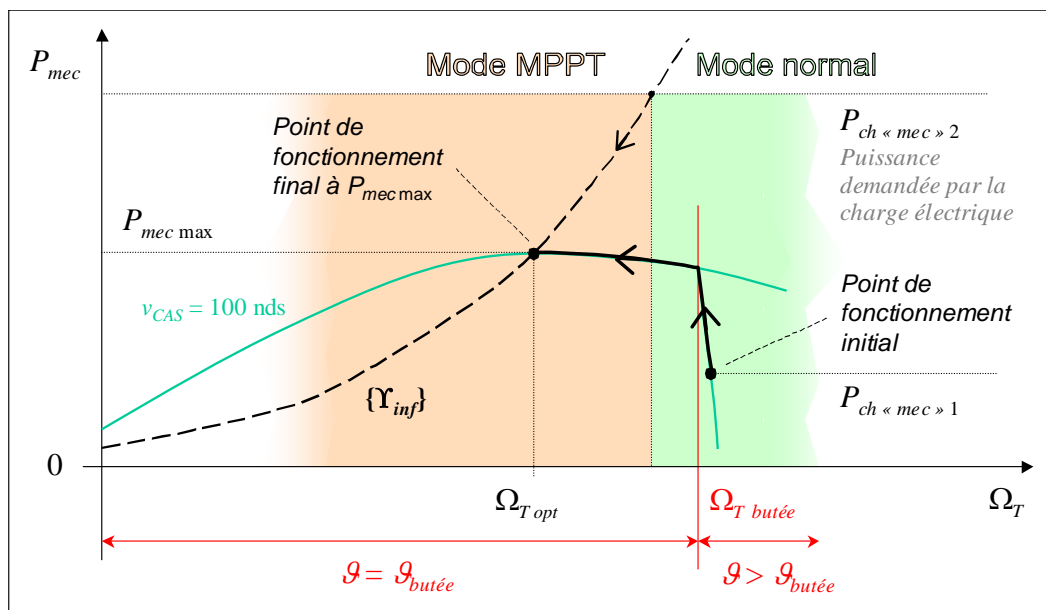


Figure III.56 : Fonctionnement de la stratégie normal/MPPT dans un cas à basse vitesse avion ($v_{CAS} < 140$ nds ; calage fixe : $\mathcal{G} = \mathcal{G}_{butée}$, $\Omega_T < \Omega_{T\ butée}$).

Cas à haute vitesse avion (calage variable)

La Figure III.57 détaille le fonctionnement de la commande normal/MPPT lors d'un vol à haute vitesse avion. En partant d'un point de fonctionnement à faible charge, la RAT fonctionne à calage variable, en mode normal. Tout comme précédemment, l'augmentation de la puissance électrique demandée sur le réseau entraîne progressivement une augmentation de la puissance mécanique et une diminution de la vitesse de rotation de la turbine, en suivant sa caractéristique $P_{mec}(\Omega_T)$.

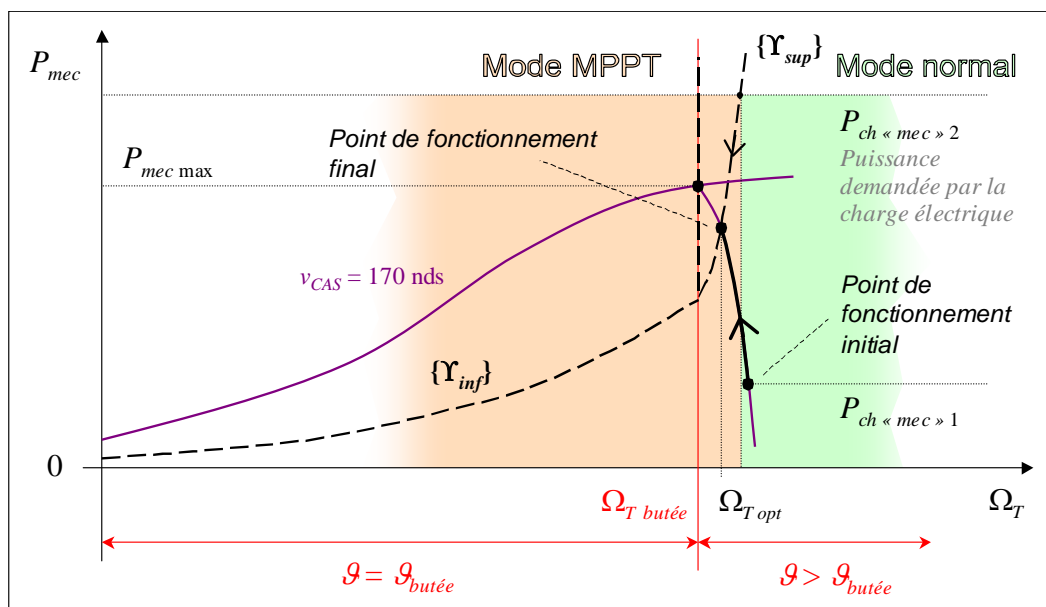


Figure III.57 : Fonctionnement de la stratégie normal/MPPT dans un cas à haute vitesse avion ($v_{CAS} > 140$ nds ; calage variable : $\mathcal{G} > \mathcal{G}_{butée}$, $\Omega_T > \Omega_{T\ butée}$).

Dans le cas où la puissance demandée sur le réseau devient supérieure à celle que la RAT est capable de fournir (courbe optimale $\{\gamma_{sup}\}$), le basculement en mode MPPT

s'effectue. Le point d'équilibre est le croisement de la caractéristique de la turbine avec la courbe optimale.

Comme déjà évoqué précédemment, ce point de fonctionnement en mode MPPT ne correspond pas au maximum de puissance, lequel est obtenu en limite de butée. Cependant, cette stratégie à l'avantage de garantir une bonne sûreté de fonctionnement, en évitant tout décrochage.

III.4.3.3 Couplage de la fonction MPPT avec la fonction stockage

La fonction MPPT ne peut être appliquée seule. Le système de stockage permet de réaliser la fonction tampon entre la RAT et les charges du réseau. Il fournit le complément de puissance à ces dernières lorsque la RAT atteint ses limites.

En fonctionnement normal, la RAT délivre la totalité de la puissance nécessaire aux charges du réseau. Le système de stockage n'est donc pas sollicité, et son état de charge est maintenu. Une fois le mode MPPT activé, le système de stockage entre en fonctionnement et se décharge. Il convient alors de le recharger par la suite avec une stratégie quelconque.

III.4.3.4 Mise en œuvre de la commande optimisée MPPT

La Figure III.58 donne l'architecture globale du système de secours avec les commandes associées (cf. [RC°7] § 7.6.3). Le dimensionnement des sources est conforme à celui présenté au Tableau III.2 pour le stockage « maître ». Celui-ci possède donc le dimensionnement précédent à 31,5 kW, avec le supercondensateur de 7 F.

Le contrôle de la puissance de la RAT est réalisé indirectement par l'intermédiaire du courant de la machine électrique, lui-même agissant sur le couple électromagnétique de cette même machine.

La structure présentée lors de l'utilisation du stockage comme filtre de puissance possède l'inconvénient de conserver la régulation de la tension supercondensateur par un régulateur continu. Outre le fait que son réglage est difficile, le temps de réponse est relativement lent, et la maîtrise des oscillations difficile. L'idée est alors de remplacer cette régulation par une simple commande par hystérésis. L'action s'effectue directement sur la commande MPPT : le mode MPPT est conservé tant que le supercondensateur est insuffisamment chargé. Le mode normal n'est retrouvé qu'après avoir atteint un taux de charge correct du supercondensateur.

Les boucles de régulation sont toutes conservées par rapport à la commande par filtrage précédente (cf. § III.4.2.8), hormis celle de la tension supercondensateur. Les performances de ces boucles étant identiques, les différents temps de réponse sont inchangés. Il est rappelé que la boucle de régulation du courant de la RAT doit être un peu plus lente que celle de la tension de bus, de manière à assurer une bonne stabilité de cette tension.

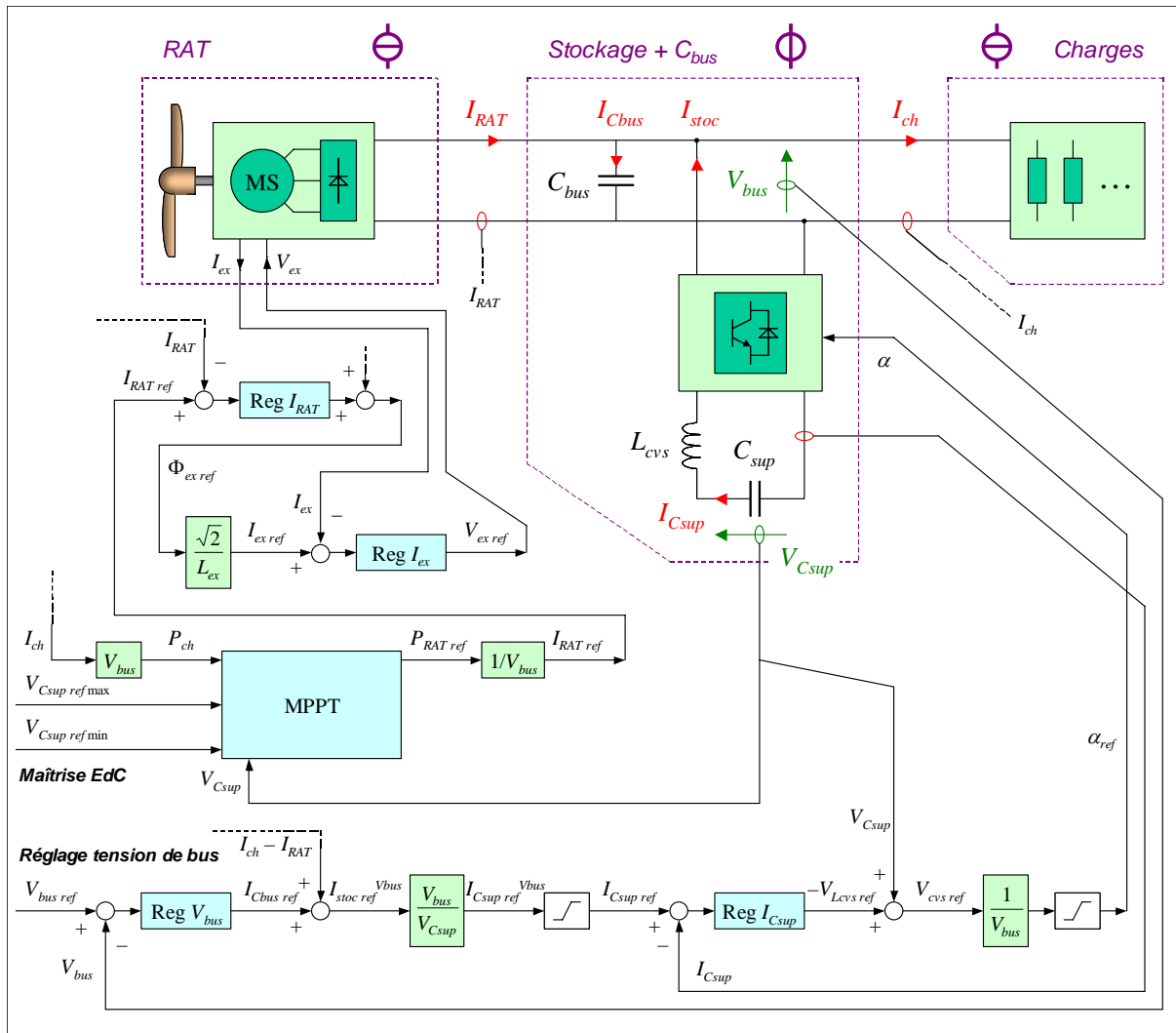


Figure III.58 : Commande optimisée MPPT. Architecture avec stockage par supercapacité « maître » : régulation de tension de bus par le stockage. Contrôle de l'état de charge supercapacité via la commande MPPT de la RAT.

L'hystérésis de tension supercondensateur est fixé de manière à garantir un état de charge compris entre 75 % et 90 %. Cela correspond, pour le supercondensateur de 250 V, à des tensions de 216 V et 237 V.

III.4.3.5 Résultats de simulations

Les essais s'effectuent après redimensionnement de la RAT à la puissance théorique de 25,5 kW. Il est indispensable de disposer une RAT de faible puissance afin de la faire fonctionner proche de ses limites, et d'obtenir ainsi des phases de fonctionnement en MPPT.

Les résultats sur une durée de mission de 200 s sont présentés en Figure III.59. Contrairement à ce que l'on observait avec la commande par filtrage, la puissance fournie par la RAT n'est plus lentement variable. Elle suit la puissance fournie par les charges, sauf lors des phases de fonctionnement MPPT. Dans ces simulations, la vitesse avion est constante (140 nds), ce qui explique une puissance constante lors des phases MPPT.

La grandeur $mppt\ on$ correspond à l'indice de fonctionnement en mode MPPT. Il vaut « 1 » lorsque ce mode est actif, et « 0 » en mode normal. La vitesse de rotation $\Omega_{T\ ref}$ correspond à la vitesse de rotation de la turbine ramenée dans le repère de la turbine de référence (RAT 57 kW)³⁵. Cette vitesse est bien maîtrisée, et garde toujours des valeurs éloignées du décrochage.

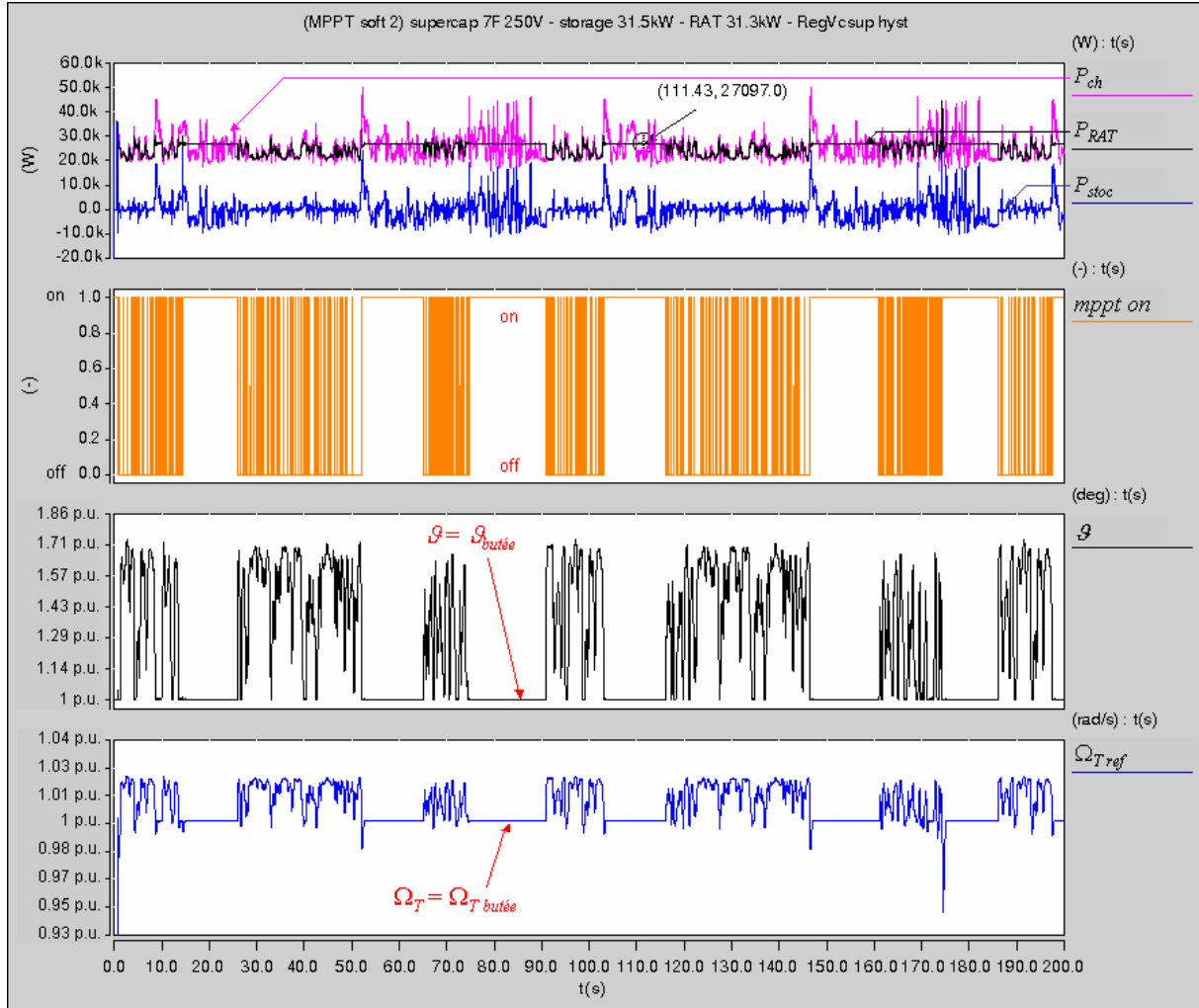


Figure III.59 : Commande optimisée MPPT : mise en évidence de son bon fonctionnement. En haut : puissance de charge P_{ch} , de RAT P_{RAT} et de stockage P_{stoc} . En haut milieu : indice de fonctionnement MPPT $mppt\ on$. En bas milieu : angle de calage des pâles g . En bas : vitesse de rotation de la turbine ramenée dans le repère original (RAT de référence) $\Omega_{T\ ref}$.

Comme expliqué précédemment, la stratégie MPPT fonctionne avec une butée dynamique : le besoin en puissance du réseau est comparé à chaque instant à la puissance maximale donnée par le calcul (III.50). Si cette demande devient supérieure à ce que peut fournir la RAT en son point maximal, la consigne de puissance de la RAT devient la butée correspondante à la puissance maximale. C'est ce que montre précisément la Figure III.60. La sollicitation du système de stockage implique alors une décharge du supercondensateur. Lorsque la puissance des charges redevient inférieure à la puissance optimale de RAT, la MPPT est tout de même maintenue. Le mode normal n'est retrouvé que lorsque la tension du supercondensateur devient supérieure à 237 V, assurant une charge à 90 % de cet élément.

³⁵ Des explications au sujet du référentiel de la vitesse de rotation de la RAT sont données en Annexe C. Voir en particulier la Figure C.4.

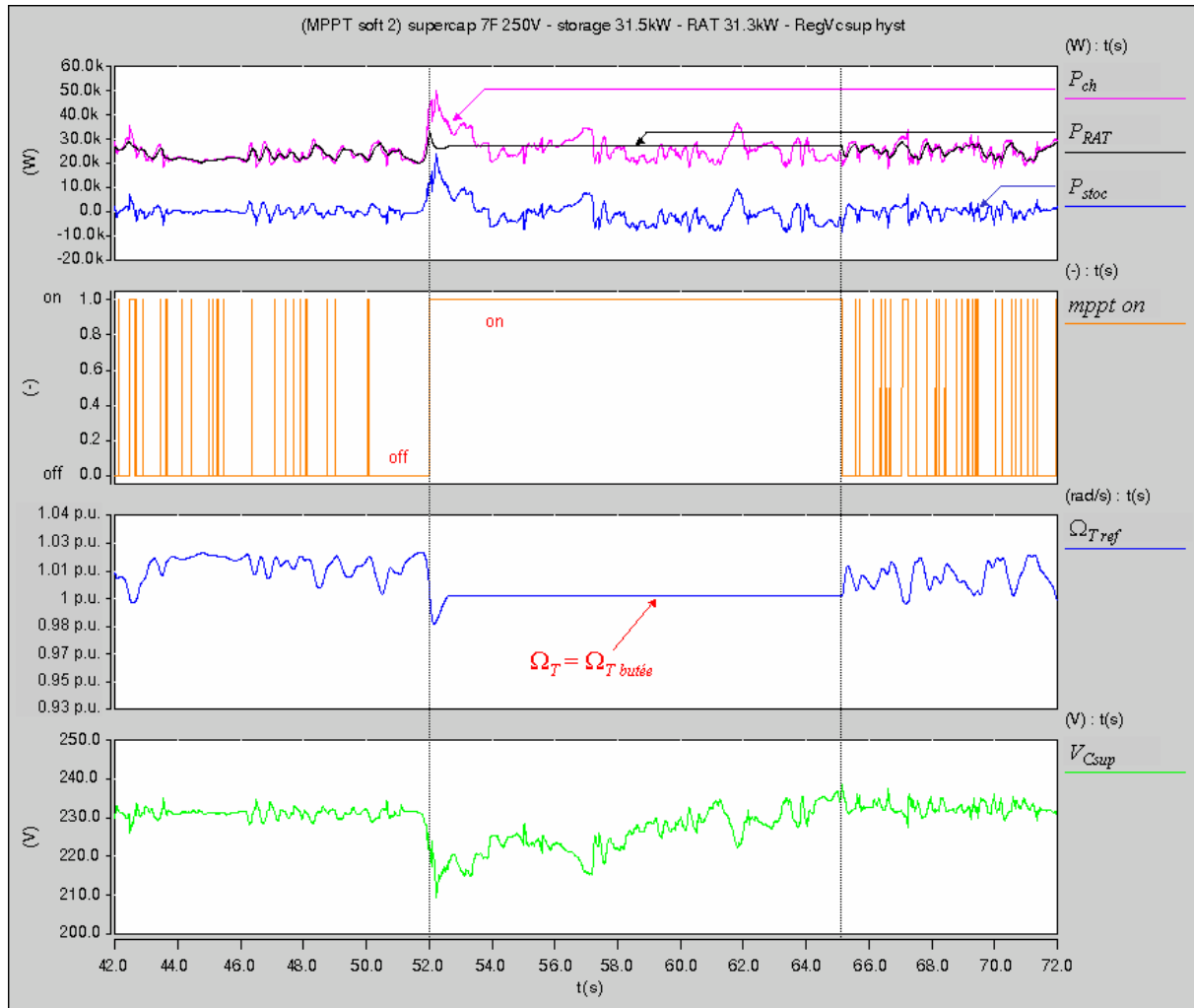


Figure III.60 : Commande optimisée MPPT : mise en évidence de son bon fonctionnement.

En haut : puissance de charge P_{ch} , de RAT P_{RAT} et de stockage P_{stoc} . En haut milieu : indice de fonctionnement MPPT $mppt\ on$. En bas milieu : vitesse de rotation de la turbine ramenée dans le repère original (RAT de référence) $\Omega_{T\ ref}$. En bas : tension aux bornes du supercondensateur V_{Csup} .

Avant le passage en fonctionnement MPPT, il se produit une pointe de puissance fournie par la RAT. Cette pointe dépasse la valeur de stabilisation après activation du mode MPPT. Or, la logique est telle que le basculement en mode MPPT s'opère dès que la puissance demandée à la RAT est supérieure à celle calculée par le dispositif MPPT. Cela s'explique par la variation de la vitesse de rotation de la turbine, qui modifie la valeur de la puissance optimale. Puisque la vitesse est initialement élevée, la puissance optimale calculée par le MPPT est élevée ; la RAT fournit donc la puissance qui lui est demandée, sans basculer en mode MPPT. En revanche, lorsque la puissance qu'elle fournit atteint une valeur faisant chuter sa vitesse de rotation, la puissance optimale calculée par le MPPT diminue, jusqu'à devenir inférieure à la puissance demandée à la RAT. Le mode MPPT est alors activé : la RAT fournit la puissance optimale calculée par le MPPT. Puisque la puissance qu'elle fournit à l'instant du basculement est élevée, sa vitesse de rotation continue sa décroissance, d'où une chute de la puissance fournie, jusqu'à atteindre une valeur stabilisée de la vitesse, entraînant ici une puissance électrique d'environ 27 kW.

Les temps de réponses en puissance sont donc directement liés aux temps de réponse en vitesse de rotation de la RAT, et ainsi directement liés à la constante de temps mécanique de la RAT. La constante de temps de la commande est négligeable vis-à-vis de cette dernière.

La Figure III.61 montre les allures de courant et tensions du supercondensateur. Le courant est faible relativement à celui admissible par les composants (cf. § III.4.2.2). Quant aux tensions, elles témoignent d'un état de charge élevé du dispositif de stockage à chaque instant. La Figure III.62 montre que la tension de bus est correctement régulée et que la valeur du condensateur de bus pourrait là encore être réduite.

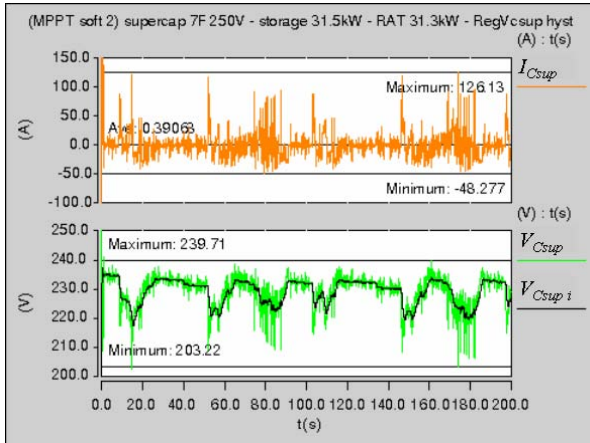


Figure III.61 : Commande optimisée MPPT. Courant délivré par le supercondensateur I_{Csup} . Tension externe V_{Csup} et interne V_{Csup_i} du supercondensateur.

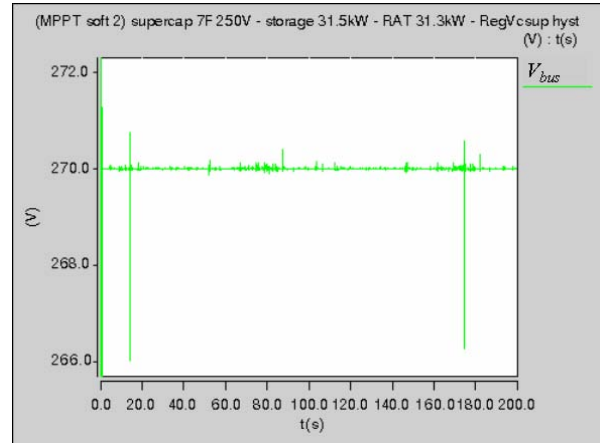


Figure III.62 : Commande optimisée MPPT. Tension du bus continu régulée par le système de stockage.

A titre informatif, la Figure III.63 et la Figure III.64 donnent les puissances mises en jeu dans le système de stockage. Elles sont très proches de celles observées au paragraphe III.4.2.9 avec la commande duale par filtrage (cf. Figure III.51 et Figure III.52).

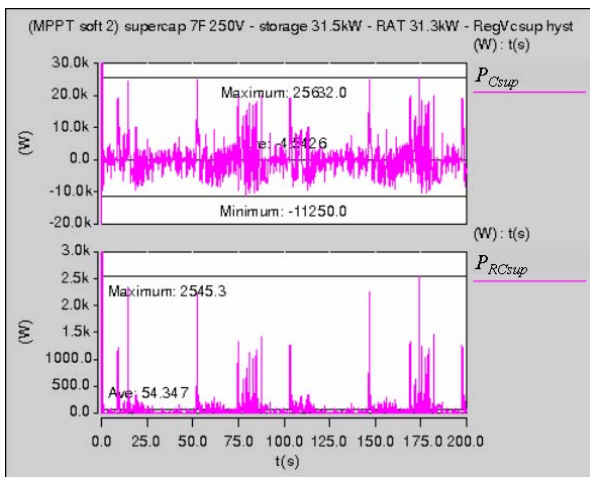


Figure III.63 : Commande optimisée MPPT. Puissances fournies et dissipées par le supercondensateur.

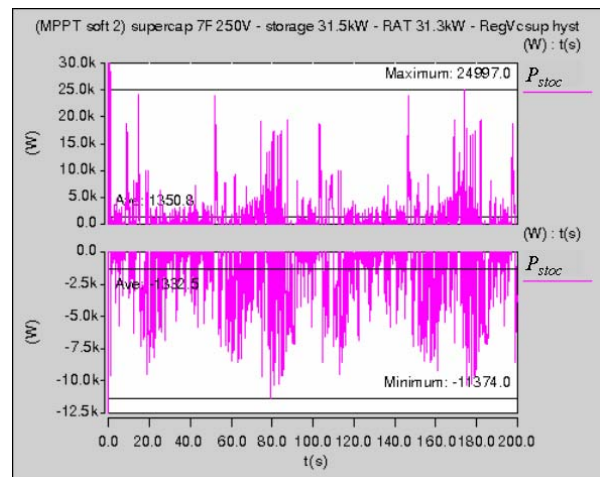


Figure III.64 : Commande optimisée MPPT. Puissance fournie par le système de stockage au réseau.

Enfin, la RAT a été sous-dimensionnée davantage, en cherchant la limite de fonctionnement. Jusqu'à un dimensionnement à 24 kW au lieu de 25,5 kW, le fonctionnement est correct. Par contre, pour un dimensionnement à 23 kW, la RAT n'est pas capable de fournir l'énergie nécessaire à la mission. Sur une longue échelle de temps, les consommateurs sont obligés de puiser dans l'élément de stockage, ce qui entraîne une lente décharge de ce dernier, comme le montre la Figure III.65.

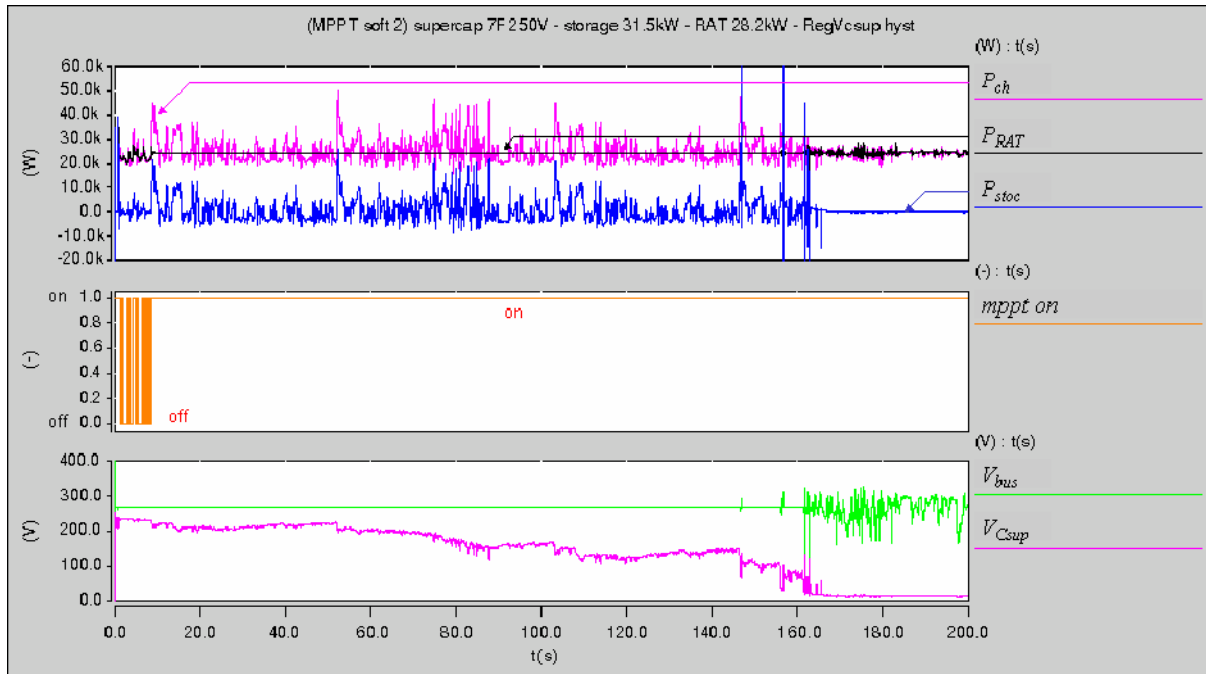


Figure III.65 : Commande optimisée MPPT. Sous-dimensionnement excessif de la RAT : 23 kW. En haut : puissance de charge P_{ch} , de RAT P_{RAT} et de stockage P_{stoc} . Au milieu : indice de fonctionnement MPPT $mppt\ on$. En bas : tension de bus V_{bus} et tension aux bornes du supercondensateur V_{Csup} .

Malgré le fonctionnement permanent en mode MPPT, la RAT n'est pas capable de fournir une puissance suffisante pour recharger convenablement le supercondensateur pendant les creux de puissance sur le réseau. Il est donc nécessaire de ne pas sous-dimensionner excessivement la RAT, afin qu'elle soit capable de fournir la puissance moyenne demandée par le réseau (sur quelques minutes).

III.4.3.6 Bilan de la gestion « optimisée MPPT »

La commande optimisée mise en place est performante, et offre la possibilité de réduire très fortement le dimensionnement de la RAT. En effet, sa puissance passe de 57 kW à seulement 25,5 kW, voir 24 kW en limite de dimensionnement.

Ces performances sont atteintes principalement grâce à la gestion des modes de fonctionnement de la RAT associée au stockage. En effet, la fonction théorique MPPT apporte relativement peu de bénéfice étant donné la forme très plate des caractéristiques de la RAT bipale (cf. Figure III.55 et Figure III.56). La fonction d'hybridation avec une bonne gestion du système global est donc plus importante que la fonction MPPT en elle-même.

La stratégie MPPT permet d'éviter les décrochages de la RAT dus à une surcharge excessive grâce à la limitation automatique en puissance qu'elle procure.

Il faut cependant veiller à ne pas surestimer la puissance optimale calculée par le bloc MPPT. Cela conduirait à demander trop de puissance à la RAT et ainsi à son décrochage. Pour plus de sûreté, il serait souhaitable de prévoir un contrôle de la vitesse de rotation. De cette manière, une puissance excessive faisant ralentir la turbine, il serait possible de réduire fortement la puissance fournie par la RAT afin de la faire accélérer. Cette sous-utilisation temporaire de la RAT ne serait pas gênante pour le réseau, car le système de stockage permettrait d'assurer la fourniture d'énergie pendant les phases transitoires.

La commande avec régulation de la tension de supercondensateur par hystérésis intégrée au dispositif MPPT permet une meilleure maîtrise de l'état de charge du stockage que dans les commandes précédentes. Après des périodes creuses de la demande, cela garantit un état de charge du supercondensateur supérieur à 75 %, et ainsi une grande disponibilité énergétique.

III.4.4 Bilan des différentes gestions d'énergie

Pour résumer, la stratégie de commande avec tension de bus régulée par le système de stockage (« maître ») offre plusieurs avantages par rapport à la solution standard (stockage « esclave ») :

- la tension de bus bénéficie d'une meilleure régulation, améliorant ainsi la qualité réseau ;
- la marge de dimensionnement de la source est confiée au stockage, permettant de réduire davantage le dimensionnement de la RAT ;
- le degré de liberté de la commande de la RAT est retrouvé, offrant la possibilité d'exploiter une stratégie de type MPPT.

Malgré ces points forts, quelques inconvénients de la configuration duale sont à mentionner :

- la fiabilité de la source globale est davantage dépendante de l'électronique de puissance ;
- la perte du système de stockage entraîne la perte du réseau de secours, car la RAT ne dispose plus d'une régulation de tension de bus³⁶.

Rappelons que la stratégie de commande optimale MPPT permet d'exploiter au mieux les deux sources (énergie et puissance). Elle offre un gain en dimensionnement de la RAT et du système de stockage par rapport à une stratégie par filtrage de la puissance du réseau. En particulier, la puissance dimensionnante de la RAT passe de 57 à 25 kW, ce qui induit une diminution du diamètre de la turbine de 1,60 m à environ 1 m. Cela permettra de faciliter sa mise en place dans l'avion, comme mentionné au Chapitre IV.

La stratégie MPPT permet également de tirer naturellement profit de l'aptitude de la RAT à supporter les pointes de puissance transitoires. Quoi qu'il en soit, il est nécessaire de conserver une marge de dimensionnement minimale de la RAT et des supercondensateurs afin de couvrir d'éventuelles surcharges.

³⁶ Cette perte peut devenir temporaire en prévoyant une reconfiguration de la commande de la RAT, et passer ainsi de la régulation en courant à la régulation en tension. Une diminution de la puissance disponible sera cependant observée.

Le Tableau III.4 permet de visualiser les caractéristiques de chaque gestion d'énergie et leurs stratégies de commande associées. Le principal avantage de chacune des trois gestions est également cité.

Tableau III.4 : Synthèse comparative des diverses gestions d'énergie et de leurs commandes.

	RAT	Système de stockage
Gestion standard par filtrage harmonique	<ul style="list-style-type: none"> - Commandée pour réguler V_{bus} - Fourni la puissance basse fréquence $P_{ch BF}$ - Se comporte comme une source d'énergie fournissant la puissance moyenne 	<ul style="list-style-type: none"> - Commandé pour fournir $I_{ch HF}$ - Fourni la puissance haute fréquence $P_{ch HF}$ - Se comporte comme un filtre actif fournissant la puissance fluctuante
Avantage : principe de commande proche du principe actuel sans stockage		
Gestion duale par filtrage harmonique	<ul style="list-style-type: none"> - Commandée pour fournir $I_{ch BF}$ - Fourni la puissance basse fréquence $P_{ch BF}$ - Se comporte comme une source d'énergie fournissant la puissance moyenne 	<ul style="list-style-type: none"> - Commandé pour réguler V_{bus} - Fourni la puissance haute fréquence $P_{ch HF}$ - Se comporte comme un filtre actif fournissant la puissance fluctuante
Avantage : réduction des dimensions de la RAT plus importante qu'avec la commande standard		
Gestion optimisée MPPT	<ul style="list-style-type: none"> - Commandée pour fournir I_{ch} - Fourni la puissance basse fréquence $P_{ch BF}$ et une partie de la puissance haute fréquence $P_{ch HF}$ - Se comporte comme une source d'énergie et de puissance 	<ul style="list-style-type: none"> - Commandé pour réguler V_{bus} - Fourni une partie de la puissance haute fréquence $P_{ch HF}$ - Se comporte comme une source de puissance et d'énergie d'appoint
Avantage : meilleure utilisation de la RAT et meilleure disponibilité du stockage		

Il est important de préciser que la gestion optimisée avec fonction MPPT n'est pas conforme au principe d'hybridation de base, qui consiste à séparer les puissances basses et hautes fréquences (respectivement moyenne et fluctuante). Cette commande demande en effet à la RAT de fournir autant que possible la puissance fluctuante. Dans les faits, la faible bande passante de la RAT, due en partie à la constante de temps de son inducteur, ne lui permet pas de fournir la totalité de cette puissance fluctuante. Bien sûr, tout cela n'entrave en rien le fait que cette stratégie soit plus performante que les gestions par filtrage harmonique.

III.5 Suppression du convertisseur de stockage

Les solutions précédemment évoquées dans ce rapport offrent une très bonne qualité de tension réseau, avec des variations inférieures à quelques pour-cent. Or, cette qualité de tension n'est pas indispensable dans le cas du dernier secours électrique. Il est donc envisageable de placer l'élément de stockage directement sur le bus continu, afin de s'affranchir du convertisseur de stockage. Le cas du supercondensateur est abordé ici, dont la variation de l'état de charge entraînera systématiquement une variation de la tension de bus.

Cette solution est quasi-exclusivement réservée au cas du réseau en courant continu, à moins de mettre en œuvre un onduleur entre le bus continu et le réseau en courant alternatif. Ce dernier devrait être dimensionné pour la totalité de la puissance du réseau, et ainsi avoir un encombrement et une masse élevés.

III.5.1 Prédimensionnement des sources

Le dimensionnement des sources est celui effectué lors de l'étude du système de stockage avec convertisseur. Suivant la commande réalisée sur la RAT, le dimensionnement pourra être réalisé de différentes manières. Quoi qu'il en soit, le dimensionnement des sources sera l'un de ceux déjà présenté dans ce rapport.

III.5.2 Dimensionnement du système de stockage

Le système de stockage se résume en l'unique supercondensateur. Il s'insère dans le schéma électrique simpliste du réseau de secours présenté en Figure III.66. En pratique, un simple contacteur avec système de précharge lente devra être installé.

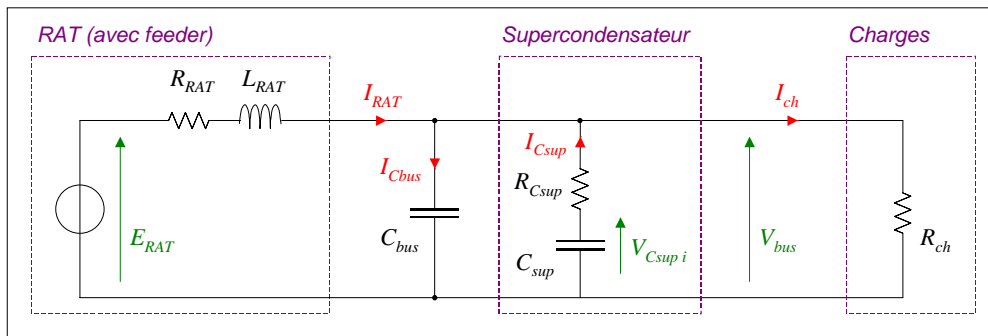


Figure III.66 : Représentation du supercondensateur dans son environnement, sans convertisseur de stockage.

Le dimensionnement du supercondensateur est effectué de manière à maîtriser la plage de variation de la tension du réseau dans les limites acceptables. Les limites actuelles fixées par la directive ABD 100.1.8 sont données en Figure III.67. Elles s'appliquent au réseau actuel triphasé 115 V AC.

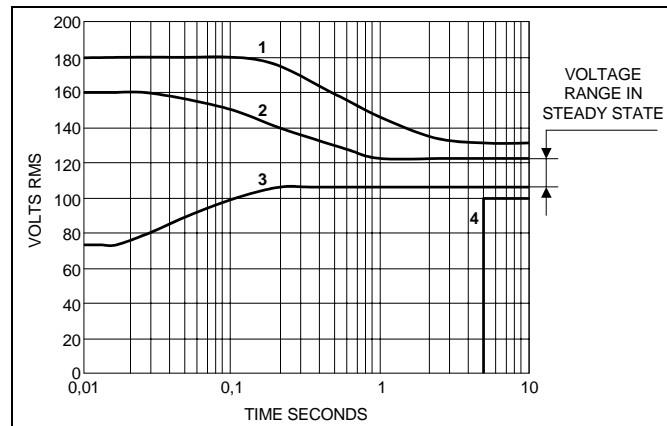


Figure III.67 : Limites de tension réseau acceptables fixées par la directive Airbus ABD 100.1.8 [ABD02]. Courbes 1 & 4 : limites des transitoires anormaux. Courbes 2 & 3 : limites des transitoires normaux.

A l'heure actuelle, il n'existe pas de norme spécifiant les limites pour un réseau continu 270 V, même si certaines limitations sont évoquées dans des projets de recherche. Nous choisissons finalement d'adopter les limites fixées par le graphique précédent, en appliquant un simple coefficient multiplicateur, afin de passer d'une tension nominale de 115 V à 270 V. Les variations de tension pouvant être très lentes dans notre application, nous nous intéressons aux limites en régime permanent (courbes pour des temps supérieurs à 5 s). Cela permet de fixer les limites suivantes :

- transitoires normaux : 108...122 V AC $\Rightarrow V_{bus} = 253...287$ V DC ;
- transitoires anormaux : 100...130 V AC $\Rightarrow V_{bus} = 234...306$ V DC.

Le dimensionnement de la supercapacité est alors réalisé en considérant ces variations de tension, en appliquant la méthode de dimensionnement utilisée au paragraphe III.3.2. Sachant que la variation d'énergie stockée dans le supercondensateur s'exprime par (III.2), la valeur de la supercapacité nécessaire pour borner les variations de tension de bus sont, avec $V_{Csup} = V_{bus}$:

$$C_{sup} = \frac{2 \cdot \Delta W_{Csup}^*}{V_{bus\ max}^2 - V_{bus\ min}^2} \quad (III.51)$$

Comme présenté au paragraphe III.3.2, la variation d'énergie dans la mission de secours vaut 62 226 J. Cela conduit aux valeurs de supercapacités, en considérant les deux cas limites :

- transitoires normaux : $V_{bus} = 253...287$ V DC $\Rightarrow C_{sup} = 7,03$ F ;
- transitoires anormaux : $V_{bus} = 234...306$ V DC $\Rightarrow C_{sup} = 3,27$ F.

Ces valeurs ne sont pas démesurées, ce qui permet d'adopter les mêmes modules de supercondensateurs que ceux précédemment utilisés. Il suffit simplement d'augmenter légèrement leur nombre en série afin d'augmenter la tension de service. Le choix se porte alors sur 21 modules de 15 V / 58 F / 19,2 mΩ en série. Cette série est également doublée en parallèle de manière à augmenter la capacité. Le supercondensateur équivalent possède donc les caractéristiques :

- tension maximale : $V_{Csup\ max} \quad 15\text{ V} \times 21 \quad 315\text{ V} ;$
- capacité nominale : $C_{sup} \quad 58\text{ F} \times 2 / 21 \quad 5,52\text{ F} ;$
- résistance interne (à 25 °C) : $R_{Csup} \quad 19,2\text{ m}\Omega \times 21 / 2 \quad 201,6\text{ m}\Omega ;$

- courant nominal : $I_{Csup\ nom}$ 70 A × 2 140 A ;
- masse totale : m_{Csup} 0,5 kg × 21 × 2 21 kg.

La valeur de la supercapacité équivalente se situe donc entre celles calculées avec les deux différentes limites. La tension de bus devrait donc garder des valeurs comprises dans les limites des transitoires anormaux et dépasser de temps en temps les limites des transitoires normaux.

III.5.3 Stratégies de commande utilisables

Plusieurs essais ont montré qu'il est possible d'employer une stratégie de commande par filtrage du courant des charges. Il est également possible de mettre en place une commande optimisée sous la même forme que celle utilisée dans l'architecture avec convertisseur de stockage. Nous avons choisi de ne présenter ici que la commande optimisée³⁷.

III.5.4 Gestion « optimisée MPPT » sans convertisseur de stockage

Le schéma complet est celui de la Figure III.68. Les boucles de régulation des courants principal et d'excitation de la RAT sont inchangées par rapport à la commande avec convertisseur (cf. § III.4.3.4). Quant au bloc MPPT, il est également inchangé. La seule différence consiste à effectuer la régulation directement sur la tension de bus, puisque cette dernière est aussi la tension supercondensateur. L'hystérésis est réglée suivant les limites de transitoires normaux définies en paragraphe III.5.2. Le dimensionnement de la RAT à 25,5 kW est identique à celui réalisé avec convertisseur de stockage.

³⁷ Toutes les stratégies de commande ont été testées au cours de la thèse (cf. [RC°7] § 8).

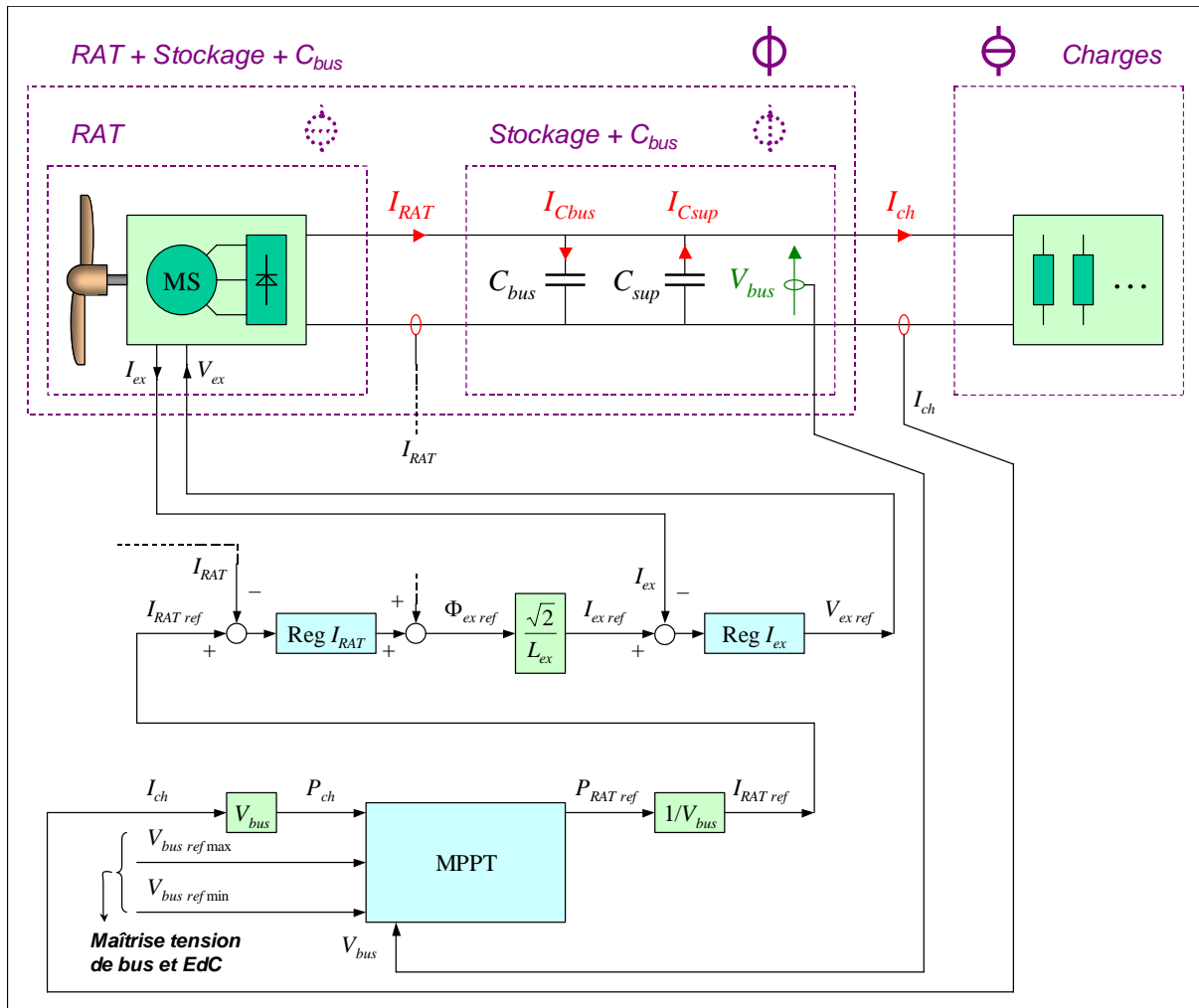


Figure III.68 : Commande optimisée MPPT. Architecture avec stockage par supercapacité sans convertisseur. Contrôle simultané de la tension de bus et de l'état de charge supercapacité via la commande MPPT de la RAT.

Les résultats de simulations sont très proches de ceux obtenus avec la commande équivalente en utilisant un convertisseur de stockage (cf. § III.4.3.5).

Ici, comme le montre la Figure III.69, la tension de bus n'est pas parfaitement régulée autour de 270 V. Les fluctuations sont importantes, mais restent dans les limites de transitoires normaux.

Comme précédemment, le principe de la commande optimisée consiste en la mise en place d'une butée dynamique. Le fonctionnement MPPT est activé dès que la puissance demandée à la RAT dépasse sa puissance maximale théorique. Ce mode reste actif tant que la tension de bus n'atteint pas la limite haute des transitoires normaux, soit 287 V.

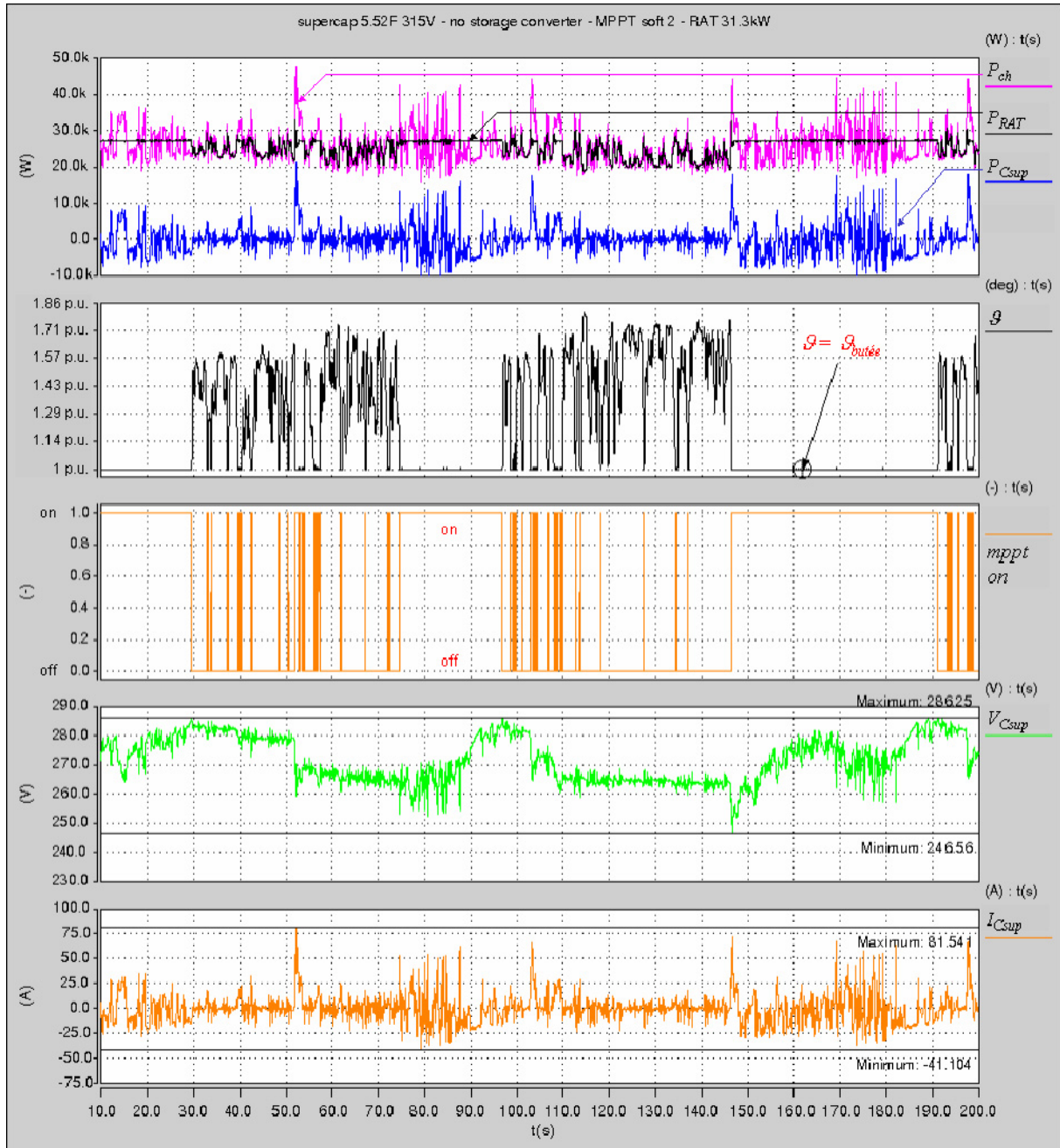


Figure III.69 : Commande optimisée MPPT sans CVS : mise en évidence de son bon fonctionnement. En haut : puissance de charge P_{ch} , de RAT P_{RAT} et de stockage (supercondensateur) P_{Csup} . En haut milieu : angle de calage des pales β . Au milieu : indice de fonctionnement MPPT $mppt\ on$. En bas milieu : tension de bus (et supercondensateur) V_{Csup} . En bas : courant fourni par le supercondensateur I_{Csup} .

La Figure III.70 fait apparaître un courant maximal dans le supercondensateur d'environ 80 A seulement. Ce faible courant permet de limiter les pertes dans chaque module supercondensateur. En effet, les pertes totales en moyenne n'atteignent que 37 W (cf. Figure III.71), ce qui limite à moins de 2 W la puissance moyenne dissipée par chaque module.

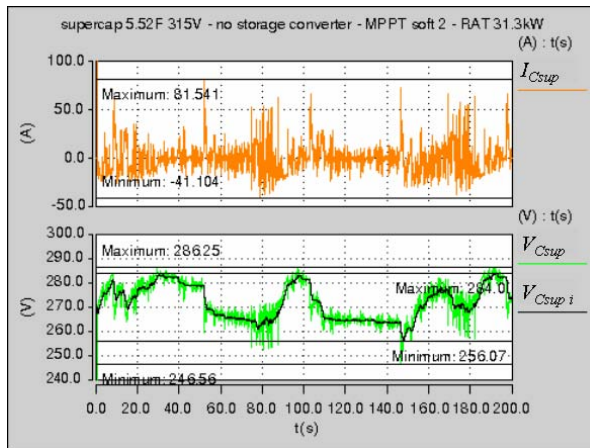


Figure III.70 : Commande optimisée MPPT sans CVS. Courant délivré par le supercondensateur I_{Csup} . Tension externe V_{Csup} et interne V_{Csup_i} du supercondensateur.

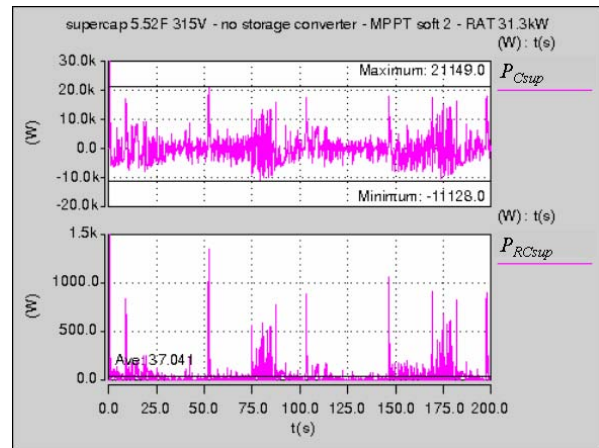


Figure III.71 : Commande optimisée MPPT sans CVS. Puissances fournies et dissipées par le supercondensateur.

III.5.5 Bilan du stockage par supercondensateur sans convertisseur

Les performances obtenues sans convertisseur de stockage sont presque aussi bonnes qu'avec convertisseur. Cette solution offre même l'avantage d'éliminer les pertes engendrées dans le convertisseur. En revanche, la tension de bus est moins bien maîtrisée, mais reste dans les limites convenables.

Par ailleurs, la suppression du convertisseur de stockage élimine un risque de panne potentiel, et non des moindres.

Contrairement à la configuration utilisant un convertisseur de stockage, il n'y a plus de contrôle direct du courant dans le supercondensateur. D'ailleurs, la mesure de ce courant n'est plus nécessaire pour la commande du système. Ceci peut être considéré comme l'inconvénient majeur de cette configuration ; le courant du supercondensateur n'est plus commandé, ce qui augmente le risque de défaillance en cas de surcharge. Un contrôle de ce courant serait donc nécessaire pour ordonner le découplage du supercondensateur en cas de besoin. Dans une telle situation, le système de stockage ne serait plus disponible.

III.6 Conclusion

Le stockage par batteries est mal adapté à la mission de vol en secours des avions utilisant des actionneurs de commande de vol à puissance électrique. La puissance du réseau fluctue trop rapidement pour permettre aux batteries de prendre l'avantage par rapport aux supercapacités. Ces dernières supportent beaucoup mieux les charges/décharges rapides et répétées, abaissant ainsi la masse tout en augmentant la durée de vie.

L'hybridation montre donc que la puissance de la RAT peut être fortement réduite, de l'ordre de 50 %. Elle permet d'ailleurs une réduction d'autant plus grande en inversant les propriétés des sources de secours : RAT en source de courant et système de stockage en source de tension (solution duale, stockage « maître »). Cette diminution du dimensionnement de la RAT permet de réduire ses dimensions de plus de 30 %, ce qui est très favorable à l'intégration de la RAT, comme cela sera montré dans le Chapitre IV.

Il apparaît clairement que la meilleure solution revient à adopter cette configuration des sources de secours, associée à la stratégie de commande par MPPT dernièrement présentée. Cette solution permet un dimensionnement de la RAT minimal et une grande robustesse. La commande de la RAT est sûre, et la disponibilité du système de stockage excellente.

La suppression du convertisseur de stockage est techniquement envisageable. La commande optimisée type MPPT est possible, et permet un sous-dimensionnement important de la RAT, au même titre qu'avec la présence du convertisseur de stockage. Néanmoins, le contrôle en courant du supercondensateur est relativement mal assuré, ce qui pourrait nuire à la disponibilité de cet élément de stockage.

En mettant en œuvre un contrôle simple mais efficace du courant supercondensateur, la solution sans convertisseur de stockage prendrait l'avantage sur celle utilisant un convertisseur. La qualité de tension est certes moins bonne, mais acceptable en secours. Les performances sont donc dégradées, mais la fonction stockage est parfaitement assurée. Malgré l'ajout de quelques éléments supercondensateurs supplémentaires, la suppression du convertisseur permet un gain de masse global significatif.

La présence du convertisseur de stockage ne se justifie que dans le cas où son utilisation serait également faite en fonctionnement normal de l'avion. Il pourrait permettre de réaliser une fonction annexe, telle que la compensation d'harmoniques sur le réseau. Ces aspects annexes seront abordés dans le Chapitre IV.

Chapitre IV

Intégration des sources de secours dans l'avion

Au cours du Chapitre III, l'étude précise de l'hybridation de la RAT avec un moyen de stockage a mis en exergue un gain élevé en dimensionnement de la RAT. La conception et le dimensionnement du système de génération de secours a été réalisé en s'intéressant à la mission de vol type définie auparavant. Cette mission concerne une phase dimensionnante en vol, mais n'inclut pas l'intégralité de la mission en dernier secours.

A présent, il est nécessaire d'étudier le réseau de secours dans toutes les phases de la mission et en abordant les différents aspects liés à son intégration « système » :

- La mission doit être élargie. Lors du passage en dernier secours électrique, le déploiement de la RAT n'est pas immédiat ; que se passe-t-il alors ? La même question se pose à l'atterrissage, lorsque la RAT n'est plus disponible. Ces périodes dites « transitoires » doivent être prises en compte à l'échelle globale.
- La réduction du dimensionnement de la RAT implique une chute importante de ses dimensions. Qu'en est-il de l'impact sur la masse ?
- Il faut ensuite étudier l'intégration « physique » des systèmes de secours dans l'avion. A quel endroit est-il possible de placer chaque équipement ?
- L'intégration « électrique » de ces systèmes de secours dans le reste du réseau électrique est également à traiter.
- Ensuite, il est intéressant d'étudier les possibilités de délocalisation du système de stockage, cet élément étant par nature modulaire.
- Enfin, l'étude de la « cohabitation » de ces systèmes de secours avec les autres systèmes de l'avion est intéressante. En particulier, le couplage de fonctions pourrait être envisagé à partir de ressources communes (aspect de « mutualisation »).

Par « intégration des sources de secours dans l'avion », nous sous-entendons finalement les aspects recensés dans ces six points. Le but de ce Chapitre est de concrétiser l'étude théorique menée dans les deux Chapitres précédents, en s'intéressant de près aux contraintes et besoins spécifiques de l'avion.

Ce Chapitre commencera par une étude de l'influence de l'hybridation sur la masse de la génération de secours. En continuité avec le Chapitre précédent, la masse de chaque composant de la génération hybride sera estimée.

Le deuxième paragraphe sera dédié à l'intégration structurelle, c'est à dire « géographique » ou « physique », des équipements de la génération de secours hybride. Cependant, dans la suite du Chapitre, quelques retours sur l'emplacement physique des

composants dans l'avion seront effectués, afin de s'intéresser d'une manière concrète à l'installation du système de secours électrique.

Ensuite, un paragraphe sera consacré à l'intégration fonctionnelle des systèmes de génération de secours, en s'intéressant à leur raccordement électrique dans l'architecture du réseau de bord.

Une étude sur la décentralisation du système de stockage sera exposée dans le paragraphe suivant. La principale idée concerne la possibilité, grâce à la nature modulaire de la fonction stockage, de répartir plusieurs sous-systèmes de stockage en les localisant de façon judicieuse près de certains consommateurs. Un gain de masse peut en résulter au niveau des câbles d'alimentation des actionneurs par exemple. De plus, l'adjonction d'une « ressource stockage » près de certains consommateurs impacte la stabilité de cette partie du réseau. Ainsi, des notions sur les phénomènes d'instabilités sur les réseaux continus seront données.

Concernant l'élargissement de la mission, la couverture des périodes transitoires pendant les phases d'inactivités de la RAT fera l'objet d'un paragraphe dédié.

Pour finir, le dernier paragraphe traitera l'aspect multifonctionnel que peut prendre le système de stockage « secours ». Cela concerne en particulier l'exploitation du stockage lors du fonctionnement « normal » de l'avion (aspect « mutualisation » de cette source).

IV.1 Impact de l'hybridation sur la masse de la génération de secours électrique

Ce paragraphe s'intéresse à la masse du système global de génération de secours. Le système considéré est celui étudié en détail au paragraphe III.4 du Chapitre précédent. L'architecture du réseau de secours étudiée est rappelée en Figure IV.1. Ce schéma fait figurer les différents éléments considérés dans le bilan de masse. L'architecture concerne donc un réseau de secours en courant continu 270 V, puisque c'est ce réseau qui a été étudié et simulé en détail jusqu'à présent.

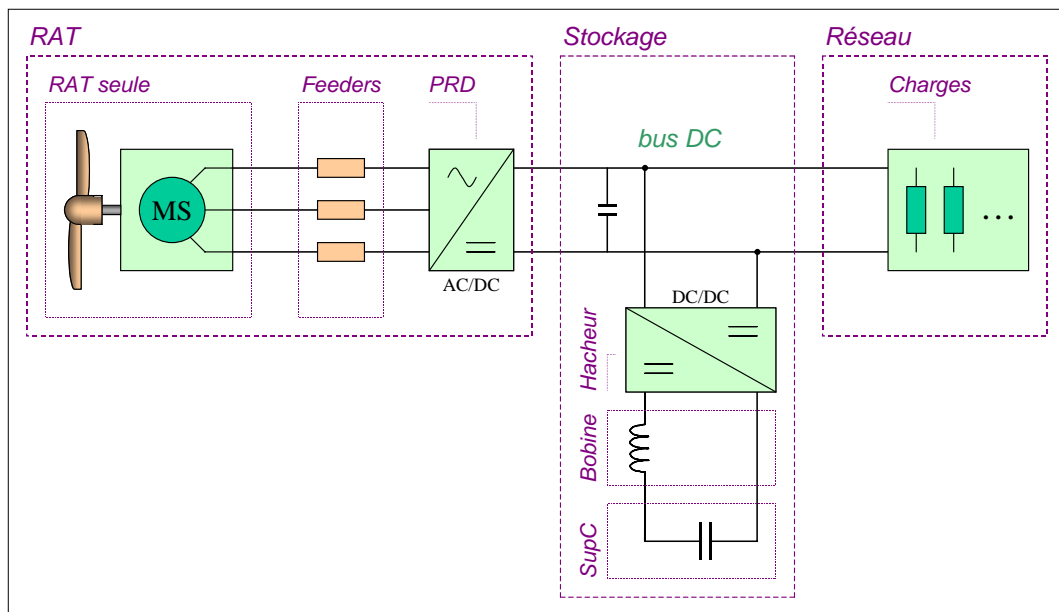


Figure IV.1 : Architecture du réseau du système de secours complet dans le cadre d'un réseau en courant continu.

Les câbles d'alimentation de la RAT (« feeders ») sont pris en compte dans le bilan de masse. En effet, leur longueur est importante, ce qui entraîne une masse non-négligeable. L'emplacement de la RAT dans l'avion est bien sûr conservé, comme cela est rappelé en Figure IV.2. Le système de stockage est quant à lui centralisé et disposé près du cœur électrique avec les autres systèmes, à l'avant de l'avion. Les masses de câblage du système de stockage sont donc négligées.

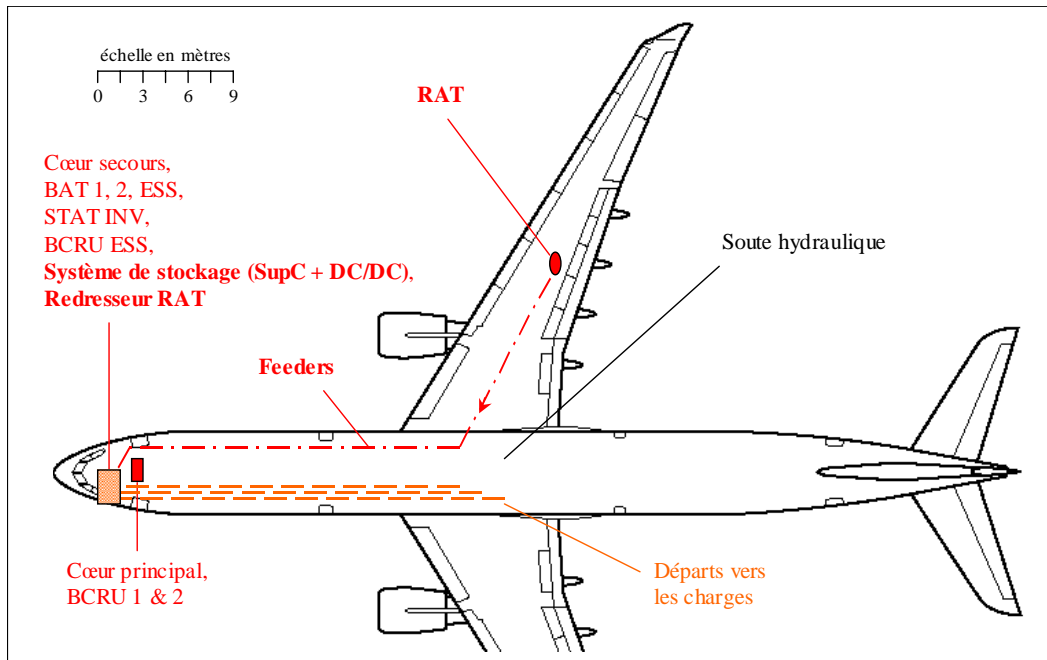


Figure IV.2 : Exemple d'emplacement des sources de secours dans l'avion. Le système de stockage prend place dans le cœur « secours » tandis que la RAT garde son emplacement actuel.

IV.1.1 Expression des masses

La masse des différents composants de la génération de secours est déterminée grâce à la mise en place de relations de similitude. Ce principe avait été présenté dans le Chapitre concernant la modélisation, au paragraphe II.7. Nous proposons à présent de pousser davantage la démarche, de manière à exprimer les masses par ce type de relations.

Le principe de cette méthode est donc d'exprimer les diverses masses en fonction des variations géométriques des composants. Ensuite, il est possible d'en déduire l'expression des masses directement en fonction de la puissance dimensionnante du système de génération considéré.

Expression des masses de la RAT

Le mot RAT désigne ici l'ensemble des composants mis à disposition de cette source. Comme le montre la Figure IV.1, l'ensemble RAT comprend la RAT seule (turbine, générateur, etc.), les câbles d'alimentation (« feeders ») et le redresseur à diodes.

Les relations de similitude sur les masses de la RAT seule ont été établies à partir du redimensionnement par similitudes effectué au paragraphe II.7 et en Annexe C. Elles sont présentées en Annexe D, paragraphe D.1.1.

Un certain nombre d'hypothèses ont été réalisées pour l'établissement des relations de similitude. D'une manière générale, elles sont choisies de sorte à obtenir une diminution de la masse inférieure à celle dont il faut s'attendre en réalité. Il s'agit donc d'un cas défavorable à la réduction de masse.

Les masses obtenues avec ces relations de similitude ont été comparées à des valeurs de diverses RAT connues. Les comparaisons ont été réalisées sur chaque composant principal de la RAT. Les masses de certains constituants diffèrent d'une manière importante (jusqu'à 20 %).

Les relations de similitude de ces constituants ont finalement été ajustées de façon à éviter de converger vers un gain de masse trop optimiste. Les masses ont tout simplement été modifiées afin de suivre au mieux les tendances des courbes de référence.

Les autres constituants de la source RAT (câbles et redresseur) ont également été redimensionnés par l'usage de relations de similitude. Le détail du redimensionnement est placé en Annexe D, paragraphes D.1.2 et D.1.3.

Expression des masses du stockage

Les éléments considérés dans le bilan de masse du stockage sont le convertisseur statique, la bobine d'inductance et le supercondensateur.

Les relations de similitude sur ces composants ont été écrites directement à partir de données de fabricants. Pour le convertisseur avec sa bobine, des dimensionnements physiques ont été réalisés. Les résultats sont présentés en Annexe D, paragraphe D.2.

IV.1.2 Dimensionnement des sources

La masse des différents systèmes s'exprime en fonction de leurs puissances de dimensionnement respectives. La masse des composants de la RAT s'exprime donc en fonction de sa puissance dimensionnante, et la masse du système stockage en fonction de sa propre puissance.

Il a été choisi d'uniformiser les notations en exprimant les masses uniquement en fonction de la puissance dimensionnante du système de stockage. Une relation entre le dimensionnement de la RAT et celui du système de stockage a donc dû être établie. Cette relation diffère suivant le type de stratégie de commande retenu. Les cas traités sont ceux du paragraphe III.4, soit :

- stockage « esclave » (commandé en source de courant) avec stratégie de commande par filtrage de la puissance du réseau ;
- stockage « maître » (commandé en source de tension) tout en conservant la stratégie de commande par filtrage de la puissance du réseau par la RAT ;
- stockage « maître » (commandé en source de tension) en adoptant la stratégie de commande MPPT sur la RAT.

Le dimensionnement des sources est celui présenté en Figure IV.3. Les courbes sont tracées en prenant en compte les points dimensionnants énoncés au paragraphe III.1.3.

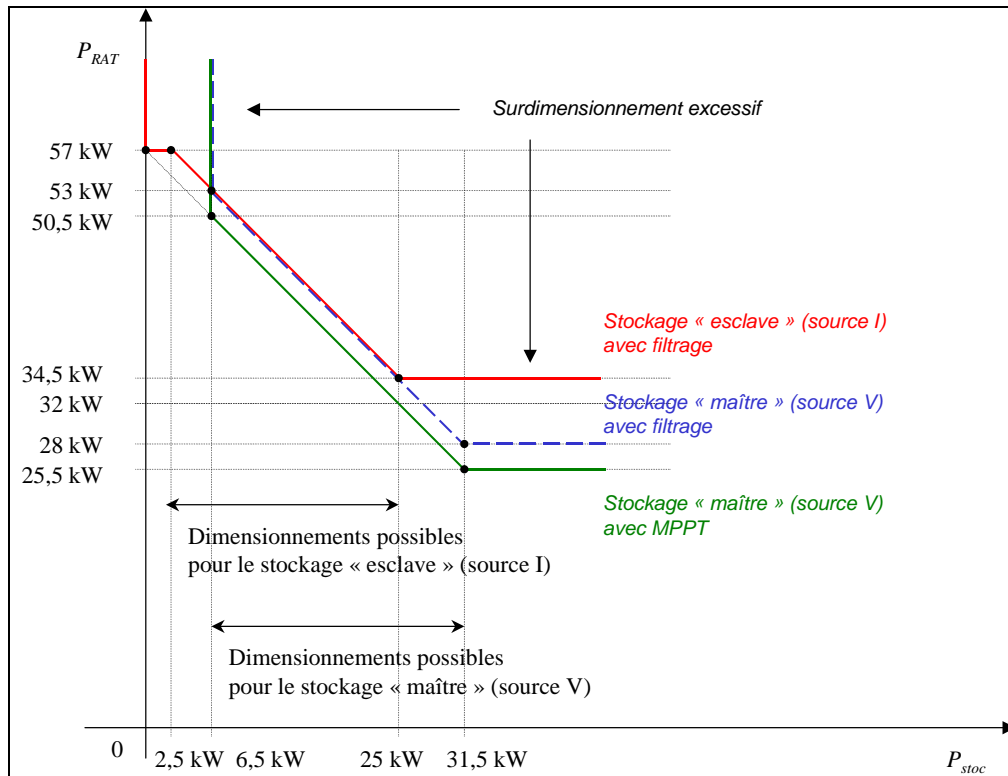


Figure IV.3 : Relation entre le dimensionnement des sources : RAT et stockage.

Quel que soit le cas étudié, le dimensionnement du système de stockage est réalisé en considérant que chaque kilowatt retranché à la RAT doit être ajouté au système de stockage. En adoptant la stratégie de commande basée sur le filtrage de la puissance, une marge de dimensionnement supplémentaire d'environ 10 % (soit 2,5 kW) est attribuée à la RAT, conformément aux remarques effectuées aux paragraphes III.4.1.7 et III.4.2.9. La relation entre la puissance RAT et stockage est donc linéaire. Concernant la marge de dimensionnement initiale de 6,5 kW du système global, elle est appliquée à la RAT lorsque celle-ci régule la tension de bus (stockage « esclave ») et au stockage lorsque celui-ci régule la tension de bus (stockage « maître »).

IV.1.3 Evolution des masses

Commande par filtrage harmonique

Le résultat de l'étude appliquée à la stratégie de commande par filtrage harmonique est montré en Figure IV.4. Ces courbes sont valables pour la commande standard (stockage « esclave ») et duale (stockage « maître »). La différence entre ces deux commandes se situe dans le domaine de validité, comme cela a été défini en Figure IV.3.

Le gain de masse est exprimé par rapport à la masse de l'architecture avec RAT uniquement, mais en comptant dans tous les cas la masse du redresseur et des « feeders ».

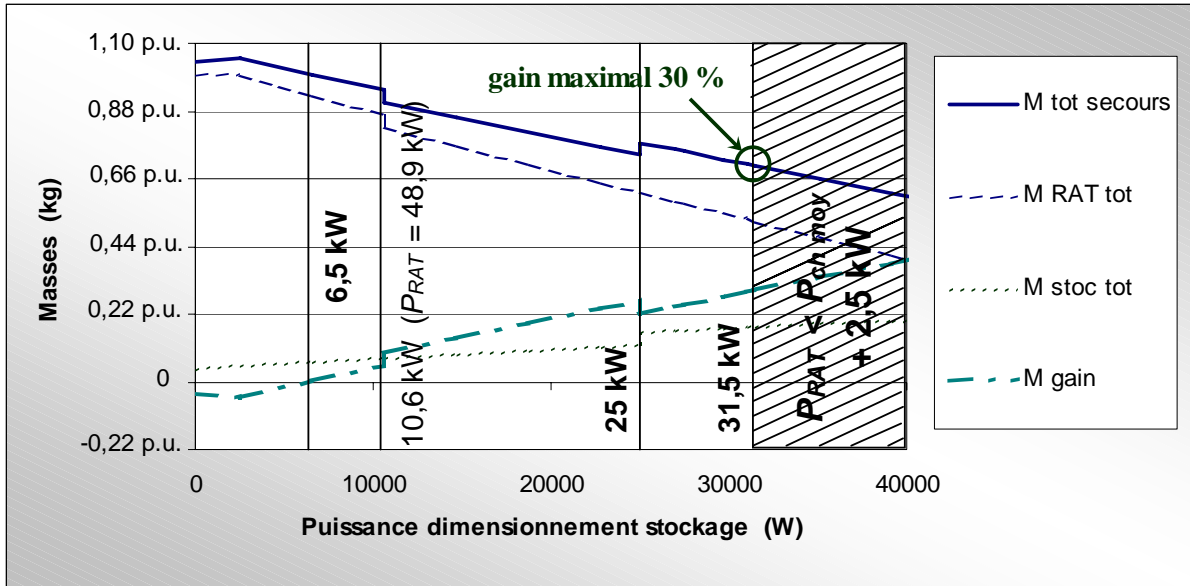


Figure IV.4 : Evolution des différentes masses de la génération secours en fonction de la puissance de stockage (stratégie de commande utilisée : **filtrage de la puissance**).

Il se produit un décrochement de la courbe de masse totale pour $P_{stoc} = 10,6$ kW. Il est dû au changement du nombre de paires de pôles de la RAT. Le nombre de référence $n_{p\ ref}$ est conservé pour une puissance dimensionnante de RAT allant de 57 kVA à 50 kVA. En deçà de cette puissance, le nombre de paires de pôles n_p adopté est diminué, ce qui permet d'obtenir un rapport de multiplication de vitesse r_m proche de celui d'origine $r_{m\ ref}$ tout en diminuant la masse.

Un second décrochement est visible pour une puissance $P_{stoc} = 25$ kW. Ceci s'explique par l'augmentation du nombre d'éléments supercondensateurs. En effet, cette puissance correspond à la limite de fonctionnement du stockage en « esclave ». Au-delà de 25 kW, le fonctionnement en « maître » est possible, à condition de renforcer les éléments de stockage (doublement des supercondensateurs).

L'avantage de l'utilisation du stockage en « maître » est la possibilité de diminuer la masse globale lorsque la puissance du stockage se rapproche de la limite à 31,5 kW. Dans ce cas, on peut obtenir un gain de masse de 30 % par rapport à l'absence de stockage (RAT seule avec ses « feeders » et son pont redresseur).

Cependant, le gain de masse apporté par la stratégie « maître » par rapport à la stratégie « esclave » est faible à cause du surdimensionnement de la supercapacité (de 3,5 à 7 F).

Commande optimisée MPPT

Avec cette commande optimisée, la masse de la RAT à la même allure que précédemment. Cependant, sa puissance de dimensionnement est diminuée de 2,5 kW, ce qui permet de diminuer légèrement sa masse. Les butées de dimensionnement du système de stockage sont maintenues entre 6,5 et 31,5 kW, conformément au fonctionnement « maître ».

L'évolution des masses est donnée en Figure IV.5. La masse du système de stockage est inchangée par rapport à la solution sans MPPT. Le gain apporté est donc obtenu au niveau de la RAT.

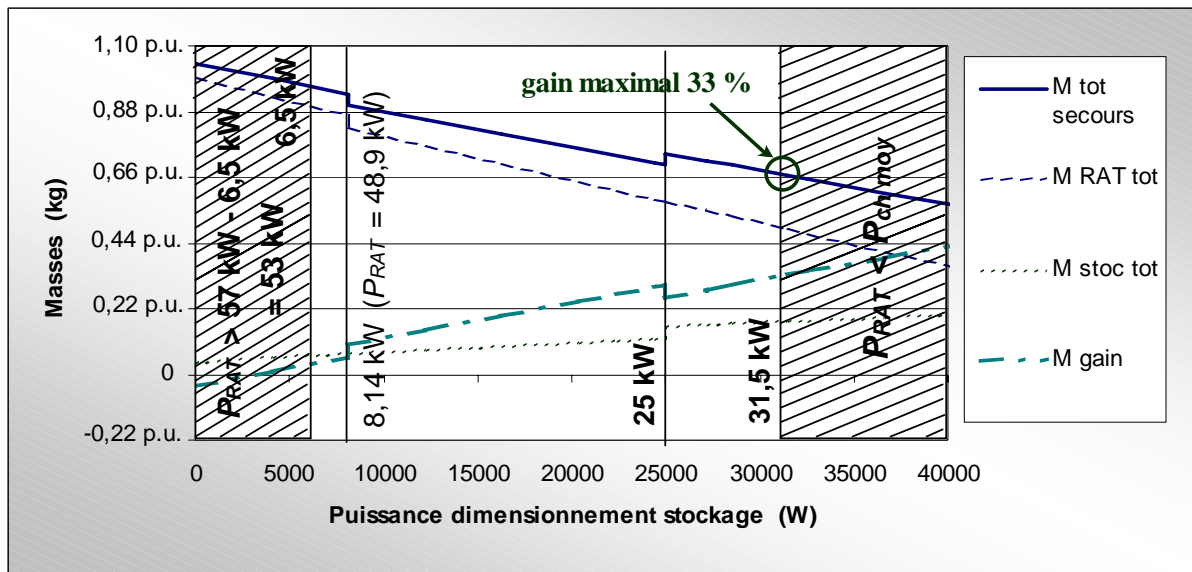


Figure IV.5 : Evolution des différentes masses de la génération secours en fonction de la puissance de stockage (stratégie de commande utilisée : **optimisée MPPT**).

La partie intéressante se situe au plus proche du dimensionnement de la RAT pour la puissance moyenne des charges du réseau, c'est à dire proche du dimensionnement du système de stockage à 31,5 kW. En effet, c'est pour ce point que la MPPT peut être exploitée, et que le gain de masse est le plus intéressant. Dans ce cas, on peut obtenir une réduction de masse de 33 % par rapport à l'absence de stockage (RAT seule avec ses « feeders » et son pont redresseur).

IV.1.4 Conclusion : un impact sur la masse favorable

Les résultats de ce bilan de masse sont encourageants, puisque l'on peut s'attendre à un gain de masse global compris entre 20 % et 30 % approximativement. La réduction la plus faible est obtenue avec la stratégie par filtrage et stockage « esclave », et la plus forte est obtenue grâce à la stratégie optimisée avec stockage « maître ». Cela est principalement dû au fait que la masse globale est d'autant plus faible que la RAT est faiblement dimensionnée.

La stratégie utilisant la MPPT permet d'obtenir le gain de masse le plus élevé, même si la différence est peu marquée avec la stratégie par filtrage exploitée au mieux (quelques pour-cent). Cet avantage se cumule donc avec les avantages fonctionnels déjà énoncés au Chapitre précédent.

Les relations de similitude permettent d'obtenir des valeurs assez réalistes des masses de la RAT. La confrontation entre ces relations et des données existantes montre qu'une erreur existe sur certains composants, en particulier le support et le châssis. Cela peut s'expliquer par nos calculs purement théoriques et par certains phénomènes mécaniques nous échappant. Notamment, des phénomènes de vibration sont peut-être très contraignants et imposent un surdimensionnement de la structure de la RAT.

IV.2 Intégration structurelle : emplacement physique des sources de secours

Jusqu'à présent, l'hypothèse a été faite de conserver l'emplacement actuel de chacun des composants du réseau de secours. Ce paragraphe donne quelques réflexions sur les possibilités d'emplacement et les conséquences au niveau global.

Considérant la structure hybride du réseau de secours étudiée au Chapitre III, les libertés se situent sur l'emplacement du système de stockage et de la RAT.

Emplacement du système de stockage

Ce dernier étant utilisé par l'ensemble des consommateurs du réseau en mode secours, il est judicieux de le placer au plus près des départs des lignes, c'est à dire au plus proche des cœurs électriques, et en particulier du cœur « secours ». C'est dans cette zone que se situent la plupart des composants de protection et distribution électrique, ainsi que les équipements de la génération continue, comme le montrait la Figure II.4, et la Figure IV.2.

Le système de stockage comprend deux batteries de supercondensateurs d'un volume d'environ 18 litres, et sont donc équivalente en volume et en proportions géométriques à deux batteries d'accumulateurs (50 Ah / 24 V) actuellement utilisées sur les avions.

En supposant une architecture de réseau en courant continu, le système de stockage comprend un convertisseur statique DC/DC. Son volume est estimé à une dizaine de litres. Toujours dans ce même cas du réseau continu, la présence du redresseur de la RAT ajoute un volume d'approximativement 8 litres. Il serait également placé près des cœurs électriques. Ces deux convertisseurs statiques occupent donc un volume équivalent à une batterie supplémentaire.

Emplacement de la RAT

La RAT actuelle est très éloignée du cœur électrique, puisque située sous la voilure de l'avion. Cet emplacement est le résultat d'un compromis entre place disponible et alimentation en air. En effet, il y a, d'une manière générale, peu de place libre dans l'avion. De plus, il a fallu trouver un emplacement permettant à la turbine d'être correctement exposée à l'air afin d'obtenir de bonnes performances. C'est pourquoi la RAT est placée sous la voilure ou sous le fuselage des avions Airbus.

Cet emplacement n'était pas des plus contraignants pour les avions possédant une RAT « hydraulique », dans lesquels la RAT était raccordée dans la soute hydraulique, entre l'emplanture des ailes, dans le fuselage. Avec une RAT « électrique », il est nécessaire de mettre en place des câbles d'alimentation (« feeders ») jusqu'au cœur électrique situé en pointe avant de l'avion. Cette longueur est importante, entraînant une masse conséquente. La masse des « feeders » représente en effet plus de 10 % de la masse totale de la génération de secours.

Afin de réduire les longueurs de câble, la RAT pourrait être rapprochée de la pointe avant, comme le montre la Figure IV.6, la Figure IV.7 et la Figure IV.8. Cette

dernière photo, concernant un avion « régional » CRJ, montre que la RAT est placée très à l'avant, dans le nez de l'avion. Grâce à l'hybridation des sources de secours, la RAT est de faible dimensions, permettant d'envisager un tel emplacement. L'intérêt de situer la RAT en pointe avant est double. Non-seulement les « feeders » sont très courts, mais les performances aérodynamiques de la RAT sont excellentes. Rappelons en effet que, placée sous l'aile ou sous le fuselage, la RAT a des performances diminuées lors de la sortie des bords de fuite ou du train d'atterrissage.



Figure IV.6 : RAT sur Airbus A319-132 [AirL].



Figure IV.7 : RAT sur McDonnell Douglas DC-10-40 [AirL].



Figure IV.8 : RAT sur Canadair CL-600-2C10 Regional Jet CRJ-700 [AirL].

Le déplacement de la RAT en pointe avant peut également être bénéfique sur deux points : le centrage des masses et la traînée. Le centrage des masses est aussi un critère important en plus de la masse en elle-même. En réduisant la RAT et en la rapprochant de l'axe longitudinale de l'avion, le centrage est amélioré par rapport au positionnement asymétrique actuel sous la voilure. Enfin, une RAT encombrante peut nécessiter l'ajout d'un carénage volumineux, et contribuer à augmenter la traînée dans les conditions normales de vol. Cela a pour effet direct d'augmenter la consommation de carburant.

Tous ces critères mettent en évidence l'intérêt qu'il existe à réduire des dimensions de la RAT. L'hybridation de la RAT favorisant cette réduction, nous avons tout intérêt à l'exploiter autant que possible.

Une intégration physique des sources favorables

Outre la réduction de masse globale, l'hybridation de la RAT avec le système de stockage est favorable à l'intégration de ces sources de secours dans l'avion. Le système de stockage implique, certes, des volumes supplémentaires équivalents à trois batteries d'accumulateurs actuelles, mais son intégration près des cœurs électriques ne pose pas de difficultés particulières.

Par contre, la RAT est contraignante à installer, mettant en avant l'intérêt d'utiliser une RAT plus petite. Dans la présente application de l'hybridation, la réduction du diamètre de la RAT de 1 m à 1,60 m simplifie grandement son intégration, et permet même d'envisager son déplacement en pointe avant. Cela limite également le risque d'introduire une traînée dissymétrique.

IV.3 Intégration fonctionnelle : raccordement des sources dans l'architecture du réseau de secours

L'hybridation de la RAT avec un système de stockage montre un intérêt en terme de réduction de masse et d'intégration physique dans l'avion ; mais encore faut-il s'assurer que le système de stockage puisse s'insérer dans l'architecture du réseau de secours.

Ce paragraphe propose deux intégrations différentes du système de stockage dans un avion « plus électrique ». La première s'intéresse à un réseau possédant des niveaux de tension conventionnels, tandis que la deuxième s'intéresse à un réseau ayant une partie en haute tension continue (HVDC).

IV.3.1 Réseau d'avion « plus électrique » avec partie principale AC

L'architecture du réseau est semblable à celle qui fut présentée au paragraphe I.2.2. La partie principale est réalisée en courant alternatif triphasé, et la partie secondaire en courant continu sous 28 V. La Figure IV.9 rappelle l'architecture du réseau d'une manière simplifiée.

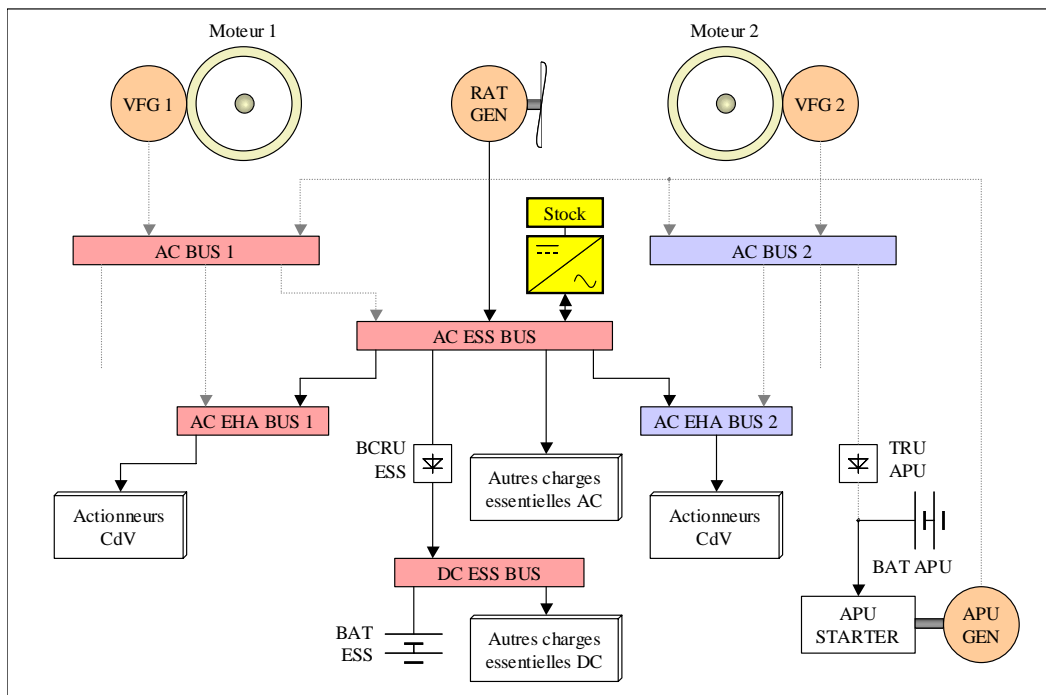


Figure IV.9 : Intégration du système de stockage dans un réseau d'avion « plus électrique ».

Le système de stockage peut s'insérer comme proposé sur ce schéma. Il est raccordé directement sur la barre bus « essentielle » alternative, tout comme la RAT. Le système de stockage doit alors posséder un convertisseur statique permettant la conversion continu-alternatif (onduleur/redresseur commandé).

En plaçant ainsi le système de stockage, la fonction d'hybridation est parfaitement assurée. Il est bien sûr possible de commander ce système de manière à le

faire fonctionner en source de courant (mode standard) ou en source de tension (mode dual).

Les groupes de charges sont représentés sur le schéma. Les actionneurs de commande de vol sont alimentés par des barres dédiées, mais qui sont directement connectées à la barre « essentielle » alternative. Le système de stockage étant placé sur cette même barre, la fourniture de la puissance fluctuante absorbée par les actionneurs est correctement assurée.

Un inconvénient est à signaler dans l'utilisation du système de stockage sur le réseau alternatif : la haute tension nécessaire au niveau du supercondensateur. En effet, en utilisant une structure d'onduleur classique, celui-ci est dévolteur du sens supercondensateur vers le réseau (cf. Figure IV.10). La tension minimale aux bornes du supercondensateur, en supposant une surmodulation et sans prendre en compte les pertes doit donc être :

$$V_{C_{sup} \min} = V_{AC \text{ POR}} \cdot \sqrt{2} \cdot \sqrt{3} \quad (\text{IV.1})$$

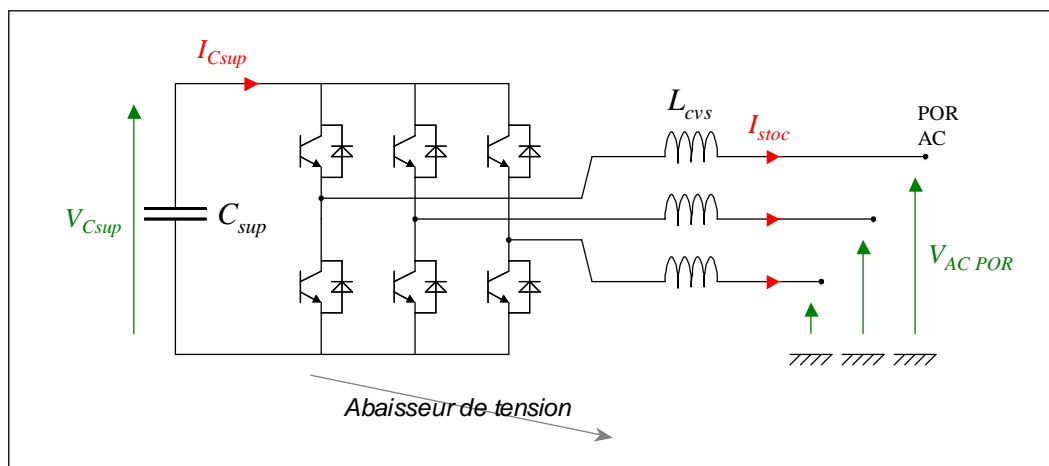


Figure IV.10 : Structure classique de l'onduleur utilisé pour le stockage sur un réseau AC.

Pour un réseau AC 115 V, la tension supercondensateur minimale vaut alors 282 V. Sachant que la supercapacité est dimensionnée pour une profondeur de décharge de 50 % (cf. § III.3.2), la tension aux bornes du supercondensateur peut être doublée, variant ainsi entre 282 V et 563 V. En pratique, un bus continu de l'ordre de 600 à 650 V serait nécessaire, ce qui n'est pas sans risque. L'effet « couronne » et des décharges partielles peuvent se manifester à partir de tensions de l'ordre de 350 V en altitude [PS90]. Enfin, en supposant une évolution vers un réseau 230 V AC, des niveaux d'environ 1300 V DC seraient nécessaires !

Il serait possible d'abaisser ces niveaux de tension sur le bus continu en utilisant des structures de convertisseur moins conventionnelles. Un onduleur « élévateur » permettrait de retrouver des niveaux plus acceptables, mais au prix d'une complexité accrue.

Une autre possibilité est l'utilisation d'un onduleur abaisseur classique associé à un transformateur élévateur basse fréquence (cf. Figure IV.11). Cette structure simple permet d'utiliser un onduleur de constitution classique, et offre une bonne fiabilité grâce à la robustesse des transformateurs basse fréquence. En revanche, la masse d'un tel système reste à évaluer.

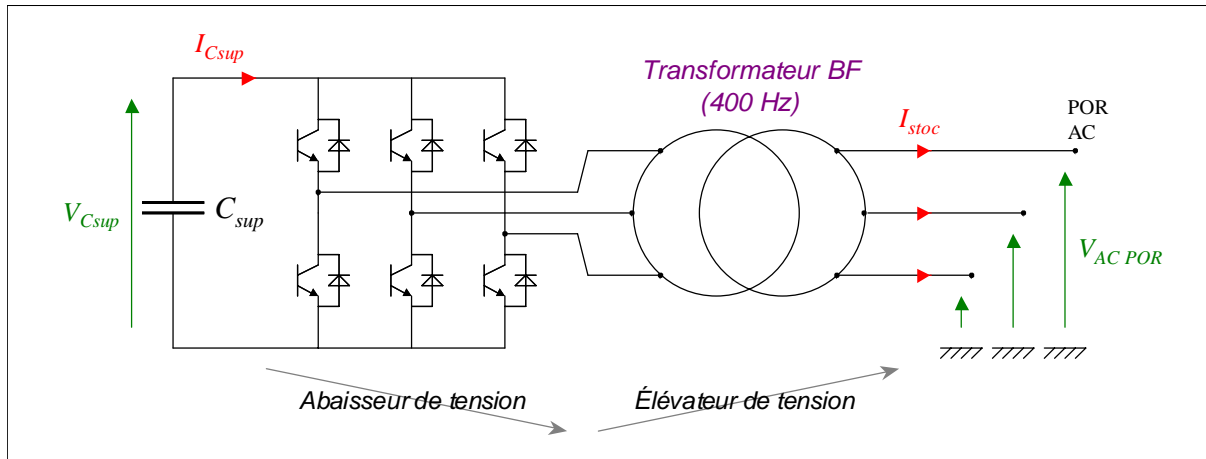


Figure IV.11 : Structure associant un onduleur et un transformateur triphasés pour le stockage sur un réseau AC.

IV.3.2 Réseau d'avion « plus électrique » avec partie HVDC

Imaginons à présent un réseau d'avion « plus électrique » possédant une partie en haute tension continue (HVDC). L'architecture simplifiée d'un tel réseau est donnée en Figure IV.12. Elle est assez proche de la précédente, mais des barres HVDC sont ajoutées dans le but d'alimenter les actionneurs de commande de vol principalement.

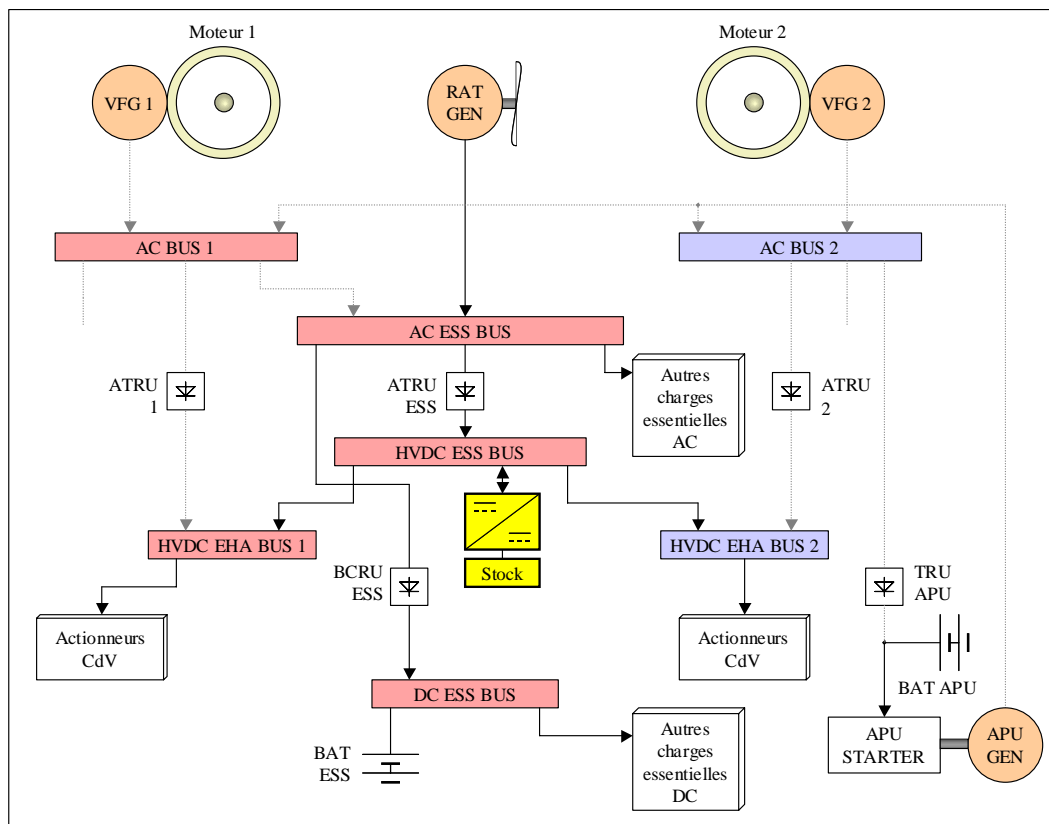


Figure IV.12 : Intégration du système de stockage dans un réseau d'avion « plus électrique » avec une partie en HVDC.

La partie du réseau HVDC est obtenue par un redresseur (ATRU : Auto-Transformer Rectifier Unit) alimenté par le réseau alternatif traditionnel. En supposant un niveau conventionnel de 115/200 V AC, la tension continue obtenue vaut 270 V DC. Le système de stockage, destiné principalement à fournir sa puissance aux commandes de vol, est placé directement sur cette barre HVDC. Précisons que le système de stockage ainsi disposé ne peut gérer la puissance fluctuante que pour les charges continues, l'ATRU n'étant pas réversible en puissance. Les charges alternatives ne peuvent bénéficier de la fonction de stockage.

Cette configuration revient, à peu de chose près, au réseau en courant continu équivalent étudié jusqu'à présent dans cette thèse. Le convertisseur de stockage peut alors être un simple hacheur. La tension maximale du supercondensateur étant fixée à 250 V seulement, il n'y a pas de craintes particulières à avoir sur la faisabilité.

L'utilisation d'une telle partie HVDC est donc très favorable du point de vu du système de stockage. Elle entraîne une simplicité et une masse de ce système bien plus intéressantes que dans le cas d'un réseau « classique » avec partie principale en AC.

IV.4 Décentralisation du système de stockage

Les études présentées jusqu'à présent dans ce rapport concernent l'hybridation de la RAT avec un système de stockage unique, permettant un stockage global centralisé. Une étude intéressante est la décentralisation de ce stockage, qui consiste à localiser tout ou partie du stockage près de chaque actionneur ou groupe d'actionneurs, en jouant sur la nature modulaire de la fonction stockage. Le principal intérêt éventuel de cette solution est la diminution des sections des câbles grâce à la diminution des pointes de puissance dans ceux-ci³⁸. Le second intérêt éventuel serait d'utiliser les batteries actuelles pour réaliser la fonction de stockage centralisé, laquelle serait rendue moins critique de par la diminution des pointes de puissance au niveau global.

Quelques éléments de réponse sur l'utilisation de plusieurs systèmes de stockage sont mentionnés ici. Nous nous sommes intéressés à la mise en place de deux systèmes de stockage distincts, ainsi qu'à la mise en place d'un élément de stockage individuel sur chaque actionneur. Dans ce dernier cas, les questions fondamentales de stabilité sur un réseau en courant continu sont abordées.

IV.4.1 Stockage séparé centre/arrière

Il s'agit ici d'adopter deux systèmes de stockage différents au lieu d'un seul. Le premier est localisé au centre, au plus près des actionneurs présents dans la voilure, à savoir les EHA d'« ailerons » et de spoilers, et l'EMA de becs. Le second est localisé à l'arrière, proche des actionneurs présents dans l'empennage, à savoir les EHA de profondeur et de direction, et l'EMA du PHR. La Figure IV.13 montre l'implantation des deux systèmes de stockage dans l'avion, ainsi que les divers actionneurs pour lesquels ils sont utilisés. Les actionneurs centraux sont donc connectés au système de stockage au centre (CTR). Les actionneurs arrières sont connectés au système de stockage à l'arrière (AFT).

³⁸ Il s'agit typiquement des câbles entre HVDC ESS BUS et HVDC EHA BUS 1 et 2, ces derniers étant à présent supposés éloignés du cœur électrique où se situent les autres bus (cf. Figure IV.12).

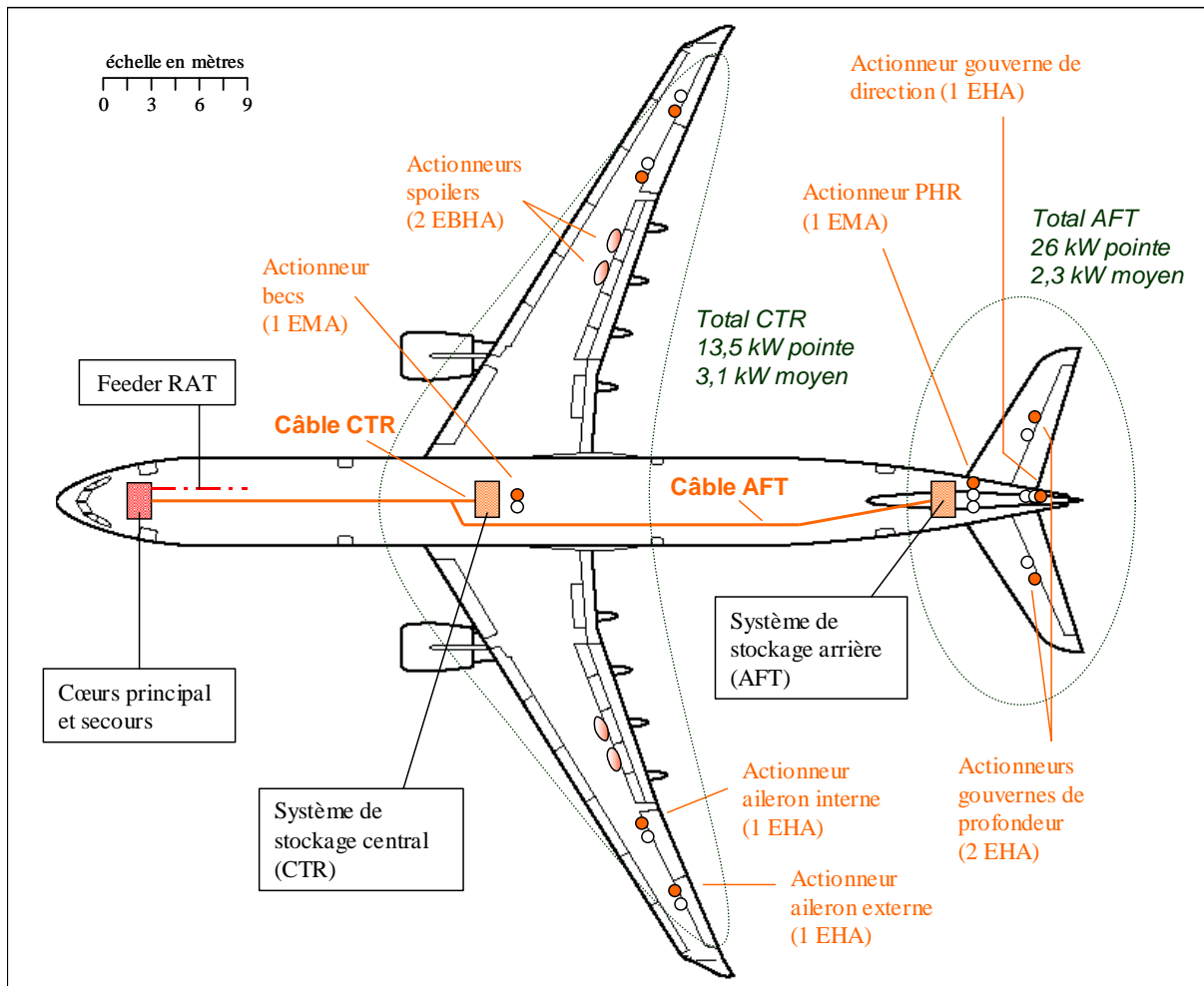


Figure IV.13 : Mise en place de deux systèmes de stockage distincts dans l'avion, et emplacement des actionneurs de commande de vol et de freinage des roues. Les indications de puissances sont données pour la mission dimensionnante.

Dans ce cas, et plus généralement dans le cas de la multiplication du nombre de systèmes de stockage, il n'est pas permis de faire fonctionner plusieurs de ceux-ci en source de tension. Afin de respecter les règles d'interconnexion des sources, une seule source doit imposer la tension, et les autres doivent être contrôlées en courant. Nous choisissons de faire fonctionner la RAT en source de tension, et les systèmes de stockage en source de courant, en filtrant le courant des groupes d'actionneurs à la fréquence de 0,01 Hz.

Les résultats de simulation sont donnés en Figure IV.14 et Figure IV.15. Les systèmes de stockage réalisent correctement leur fonction de « source de puissance », puisque les puissances transitant par les câbles reliant les systèmes de stockage au cœur électrique sont faibles et peu fluctuantes. Cela permet d'obtenir un dimensionnement de ces câbles CTR et AFT peu contraignant, et ainsi de réduire leurs masses. Au niveau global, un gain en masse pourrait être obtenu.

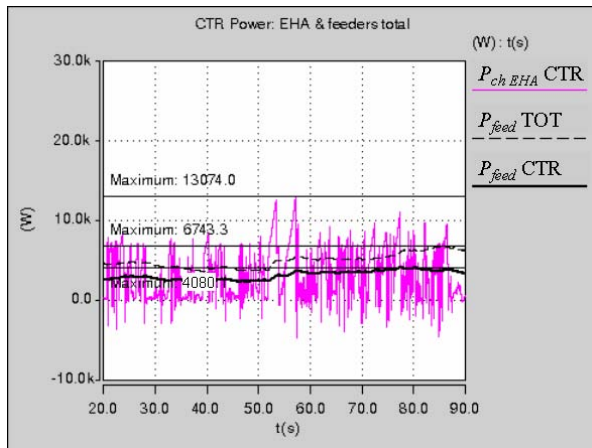


Figure IV.14 : Puissance absorbée par la somme des actionneurs au centre, et puissance dans le câble d'alimentation (cadre de la mission dimensionnante).

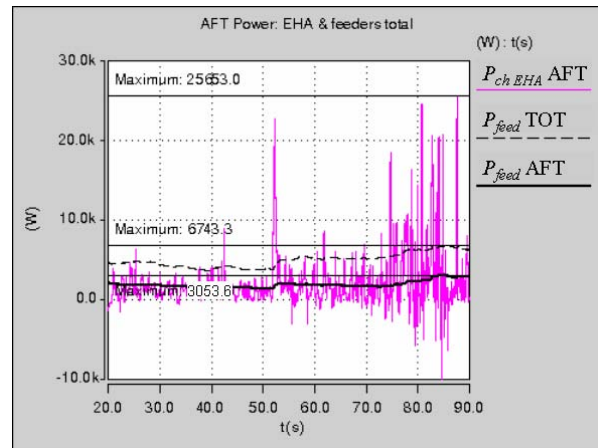


Figure IV.15 : Puissance absorbée par la somme des actionneurs à l'arrière, et puissance dans le câble d'alimentation (cadre de la mission dimensionnante).

La Figure IV.16 et la Figure IV.17 donnent le détail des puissances crêtes et moyennes pour les deux groupes d'actionneurs. Les valeurs maximales des puissances fluctuantes peuvent ainsi être observées.

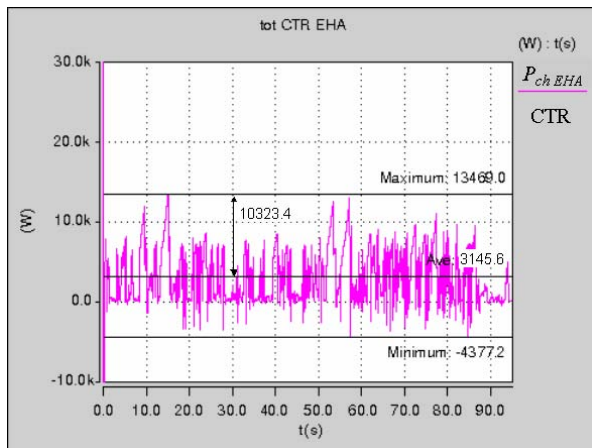


Figure IV.16 : Puissance absorbée par la somme des actionneurs au centre (cadre de la mission dimensionnante).

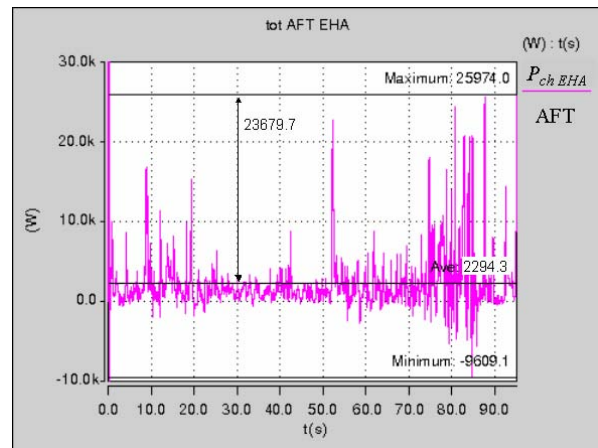


Figure IV.17 : Puissance absorbée par la somme des actionneurs à l'arrière (cadre de la mission dimensionnante).

La puissance des actionneurs arrières atteint des valeurs proches de la puissance de l'ensemble des actionneurs (26 kW contre 30 kW, comparer avec Figure II.48). Concernant la puissance fluctuante, qui doit être fournie par le système de stockage, elle atteint près de 24 kW, alors qu'elle vaut 25 kW en utilisant un système de stockage globalisé. Le système de stockage localisé à l'arrière doit alors avoir un dimensionnement, et donc un encombrement et une masse, du même ordre que celui nécessaire à l'avant dans le cas d'un stockage global.

Au centre, la puissance des actionneurs centraux est bien plus faible, mais atteint tout de même plus de 13 kW en pointe, et les fluctuations sont supérieures à 10 kW. Le dimensionnement du système de stockage central est donc relativement contraignant, puisqu'il dépasse la puissance d'un BCRU actuel par exemple. Il n'est donc pas possible d'exploiter ce type d'équipement pour réaliser la fonction de stockage.

Les puissances fluctuantes que doivent fournir les deux systèmes de stockage sont élevées. Ceci s'explique du fait que les crêtes de puissance absorbées par les EHA « arrières » et les EHA « avants » n'interviennent pas aux mêmes instants. Finalement, les fluctuations de puissance provoquées par chacun de ces deux groupes d'EHA ou par tous les EHA ne sont pas si éloignées que l'on pourrait le penser.

En terme de dimensionnement, il semble donc peu judicieux de séparer le système de stockage unique en deux systèmes distincts. Néanmoins, une cohabitation à distance des deux systèmes de stockage pourrait permettre de réduire le dimensionnement de chacun d'entre eux.

En outre, les contraintes de ségrégation pourraient être bloquantes. D'une manière générale, les routes des câbles alimentant les diverses charges « essentielles » sont séparées pour améliorer la disponibilité en cas de défaut sur une des routes.

Ces contraintes de ségrégation seraient satisfaites dans le cas d'un avion ayant plusieurs cœurs électriques répartis dans l'avion. Dans le cas présenté ici, il serait possible d'imaginer trois cœurs électriques : avant, central, arrière. Un système de stockage pourrait prendre place dans les cœurs central et arrière. Le concept d'avion avec plusieurs cœurs électriques délocalisés est étudié depuis plusieurs années, et montre un certain nombre d'avantages dans le cadre des avions « de plus en plus électriques » [SM00] [ATB00].

En restant dans une philosophie d'avion traditionnel ayant un seul cœur électrique à l'avant, les contraintes de ségrégation seraient satisfaites en utilisant un stockage localisé dans chacun des actionneurs. En contrepartie, le dimensionnement de chaque stockage serait conséquent compte tenu de la puissance crête élevée que peut absorber un seul EHA. Des puissances de l'ordre de la dizaine de kilowatts sont possibles, ce qui est élevé vis-à-vis de la puissance moyenne consommée (voir par exemple la consommation d'un EHA dans le cadre de la mission dimensionnante en Figure II.47). Un rapport dix peut être observé entre les crêtes et la moyenne, ce qui signifie que la puissance fluctuante que doit fournir chaque système de stockage individuel peut atteindre une dizaine de kilowatt.

IV.4.2 Stockage individualisé et stabilité d'un réseau continu

Le stockage individuel, localisé sur chaque actionneur, mérite une attention particulière. Malgré le dimensionnement contraignant de chaque élément de stockage individuel par rapport à un stockage global, la localisation possède un triple avantage :

- la stabilisation du réseau ;
- la diminution de la jauge des câbles d'alimentation de chaque actionneur ;
- la récupération des puissances générées lors des phases de réjection des actionneurs.

Concernant le premier point, il existe en effet des risques d'instabilités apparaissant sur un réseau en courant continu [JR04] [JC05]. Ces instabilités sont causées par les charges absorbant des puissances imposées, telles que les actionneurs autopilotés grâce à un convertisseur statique. Les filtres d'entrée de ces charges ainsi que les inductances des câbles constituent des circuits oscillants entraînant des oscillations de tensions sur le réseau et de courant dans les lignes. Ces régimes

oscillatoires sont généralement obtenus à la suite d'une variation brutale de charge, et peuvent être plus ou moins amortis, voire divergents en menant à des situations instables.

IV.4.2.1 Mise en évidence des phénomènes d'instabilités dans un réseau HVDC

La Figure IV.18 représente un actionneur de type EHA alimenté par un réseau en haute tension continu (HVDC). La génération vue du cœur électrique est idéalisée. Le câble d'alimentation est modélisé par son inductance et sa résistance série. Un condensateur avec sa résistance parasite parallèle est placé directement aux bornes de l'actionneur. Ce schéma nous a permis de mettre en évidence des phénomènes d'instabilités dans des cas particuliers d'utilisation de l'EHA.

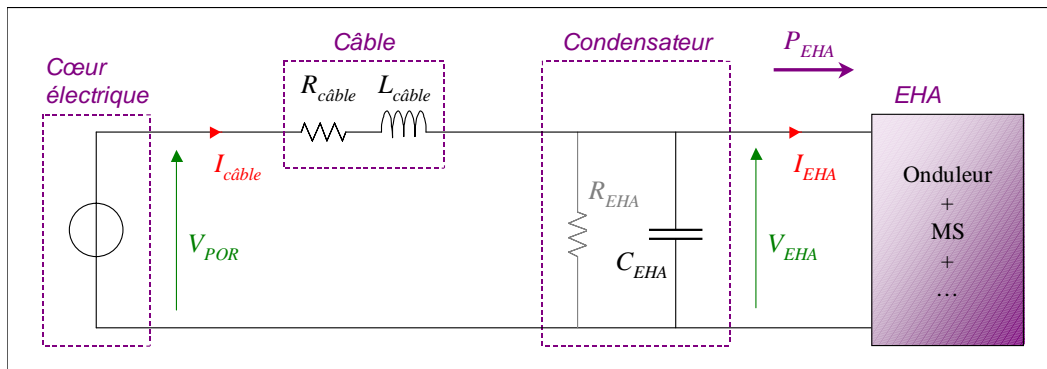


Figure IV.18 : Schéma d'un EHA alimenté par un réseau HVDC.

La simulation utilise le modèle dynamique d'EHA mis au point en Bond Graph et détaillé au Chapitre II. Afin de provoquer des régimes oscillatoires, l'actionneur est fortement sollicité en imposant brutalement une variation de la consigne de position entraînant un fort débattement de la gouverne, et en appliquant simultanément un moment de charnière conséquent sur cette gouverne. Il en résulte une pointe de puissance électrique élevée à l'entrée de l'EHA.

Le câble d'alimentation est paramétré de manière réaliste, tout en majorant légèrement la valeur d'inductance et en minorant la valeur de résistance. Cela permet d'accentuer quelque peu les oscillations. La valeur du condensateur est ajustée à la hausse progressivement afin d'observer son influence sur les oscillations et d'éliminer peu à peu le phénomène d'instabilité. Par ailleurs, des règles de calcul peuvent être utilisées pour déterminer des valeurs de condensateur stabilisantes [JR04].

Pour une faible valeur de capacité C_{EHA} , la pointe de puissance demandée par l'actionneur entraîne instantanément une mise en oscillation du couple ($L_{câble}$; C_{EHA}) (cf. Figure IV.19). Ces oscillations sont nettement visibles sur la tension aux bornes de l'EHA. Après quelques millisecondes, la divergence apparaît : le système est instable. Même en multipliant la valeur du condensateur par dix, l'instabilité est maintenue, malgré une première phase d'amortissement permettant une envolée moins rapide de la tension du réseau (cf. Figure IV.20).

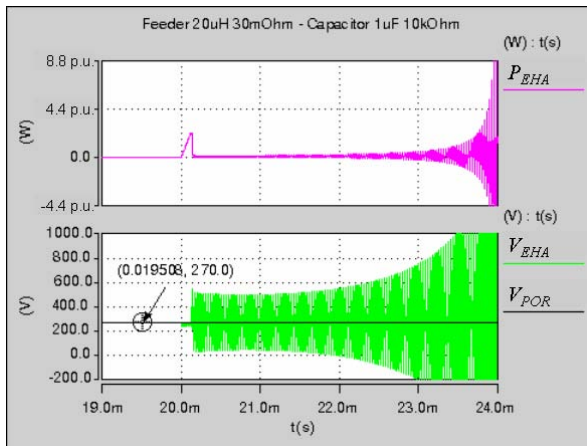


Figure IV.19 : Appel de puissance : instabilité obtenue avec $C_{EHA} = 1 \mu\text{F}$.

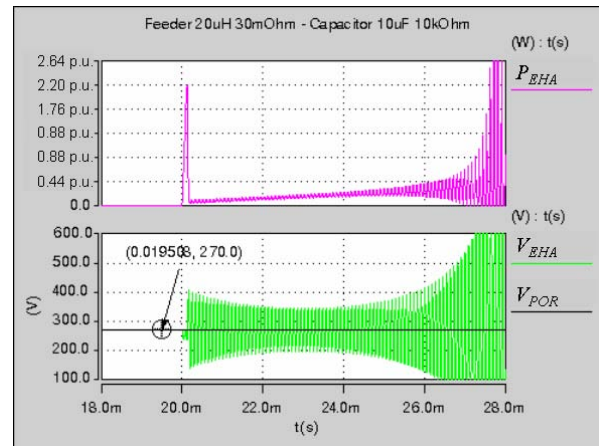


Figure IV.20 : Appel de puissance : instabilité obtenue avec $C_{EHA} = 10 \mu\text{F}$.

Dans ces simulations, la tension oscille en prenant des valeurs négatives. En pratique, le système serait stoppé par des protections, mais ces simulations permettent de mettre en évidence le phénomène d'instabilité d'une manière qualitative. Les oscillations de la puissance absorbée par l'EHA sont dues aux oscillations de tension. L'actionneur absorbe en effet un courant qui n'oscille pas, car imposé par la commande de l'EHA.

La présence de faibles capacités de filtrage et de découplage en entrée d'un actionneur peut donc être déstabilisant dans un réseau en courant continu, ceci d'autant plus que ce réseau est fortement impédant à cause des grandes longueurs de câbles.

IV.4.2.2 Solutions stabilisantes

Avec une capacité encore dix fois augmentée, des oscillations se produisent encore, mais la convergence rapide de la tension est rassurante (cf. Figure IV.21). En revanche, les oscillations pourraient amener la tension à sortir transitoirement des limites fixées par les normes de qualité réseau [ABD02]. Un essai avec une capacité encore supérieure ($1000 \mu\text{F}$) permet de stabiliser presque parfaitement la tension aux bornes de l'EHA, en lui évitant de dépasser 275 V .

L'ajout d'un condensateur de capacité élevé permet donc de stabiliser le réseau. Aujourd'hui, un EHA tel que celui utilisé ici possède un condensateur de bus interne de l'ordre de la centaine de microfarad. Ce même condensateur pourrait donc être utilisé comme seul moyen stabilisant, mais une étude poussée serait nécessaire pour vérifier si cela est effectivement suffisant.

Un moyen stabilisant différent consiste à ajouter une charge résistive directement à l'entrée de l'actionneur. La Figure IV.22 montre le résultat d'une simulation avec un condensateur de $10 \mu\text{F}$ (entraînant auparavant des instabilités) et une résistance de charge de $1,5 \Omega$ absorbant la puissance de 50 kW sous 270 V . Il se produit alors un pic de tension lors de l'appel de puissance de l'actionneur, mais le système se stabilise sans osciller. Pourtant, la résistance du câble d'alimentation a été divisée par trois du fait de l'augmentation de sa section, ce qui a tendance à réduire l'amortissement des oscillations.

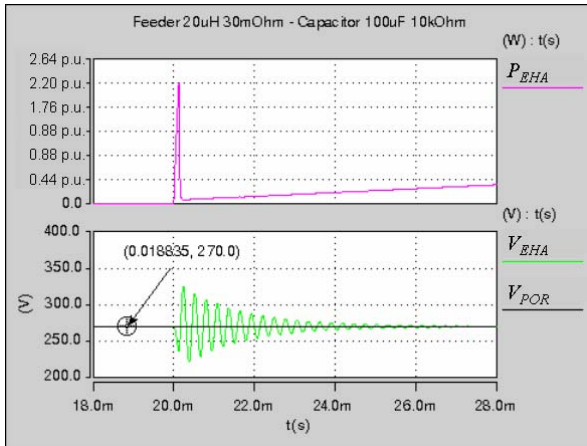


Figure IV.21 : Appel de puissance : stabilité obtenue avec $C_{EHA} = 100 \mu\text{F}$.

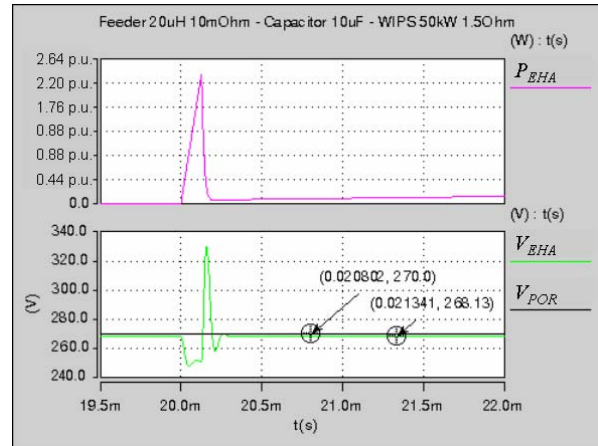


Figure IV.22 : Appel de puissance : stabilité obtenue avec $C_{EHA} = 10 \mu\text{F}$ et une forte charge $R_{EHA} = 1,5 \Omega$.

Une dernière solution stabilisatrice pourrait être l'ajout d'un système de stockage avec convertisseur statique. A priori, cette solution est contraignante en terme de dimensionnement du système de stockage. En effet, pour espérer contrer les oscillations, le convertisseur doit être puissant et rapide. Le bilan de masse risque d'être douloureux, mais une étude plus poussée de cette solution serait nécessaire.

IV.4.3 Stockage individualisé et réversibilité des actionneurs

Au cours de ce manuscrit, les actionneurs utilisés ont été des EHA réversibles en puissance. Ils sont donc capables de rejeter une puissance vers le réseau électrique. En pratique, les phases de fonctionnement de l'actionneur en « générateur » sont de courtes durées, et d'amplitudes relativement faibles. Cependant, les pointes de puissance fournies au réseau peuvent être perturbatrices. La Figure IV.23 illustre ces pointes de puissances, obtenues dans le cadre de la mission de vol utilisée auparavant.

Il existe deux possibilités pour éviter de renvoyer de tels pics de puissance sur le réseau :

- dissiper dans l'actionneur l'énergie générée par celui-ci ;
- stocker l'énergie générée par l'actionneur.

Actuellement, les actionneurs non-réversibles utilisés pour les commandes de vol dissipent l'énergie générée à l'aide d'un simple interrupteur commandé et d'une résistance (freinage rhéostatique). Stocker l'énergie dans un élément de stockage local permettrait de limiter les pointes de puissances renvoyées sur le réseau et les dissipations d'énergie, contraignantes du point de vue de l'échauffement thermique.

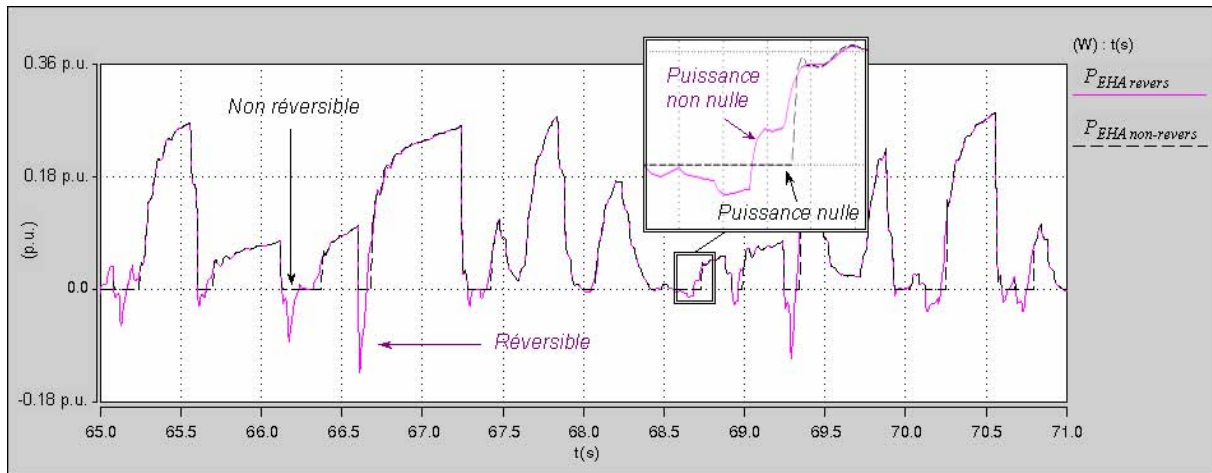


Figure IV.23 : Exemple de puissances absorbées par des actionneurs réversible et non-réversible.

La zone encadrée de la Figure IV.23 montre bien que la puissance rejetée au réseau est nulle pendant la phase « générateur » de l'actionneur non-réversible, contrairement à l'actionneur réversible. Par contre, l'EHA réversible absorbe à nouveau une puissance positive plus tôt que celui non-réversible. Ceci s'explique par un stockage réalisé par le condensateur de bus placé dans l'EHA non-réversible. Ce condensateur emmagasine de l'énergie pendant les phases de récupération, et la restitue lorsque l'actionneur a à nouveau besoin d'énergie. Evidemment, le condensateur de bus étant de faible valeur, l'énergie qu'il est capable de stocker est également faible, et la dissipation résistive est inévitable dès lors que l'actionneur génère une énergie conséquente.

Cela montre néanmoins l'intérêt qualitatif d'un stockage localisé dans l'actionneur. L'augmentation du condensateur de bus est une solution intéressante.

Quantitativement, l'énergie récupérée par l'actionneur est très faible. L'utilisation d'EHA réversibles apporte une diminution de l'énergie consommée de l'ordre de quelques pour-cent par rapport à l'utilisation d'EHA non-réversibles. A titre d'exemple, sur l'intervalle montré en Figure IV.23, la puissance moyenne est réduite de 1,5 % de par la réversibilité de l'actionneur. Les faibles puissances rejetées s'expliquent par des phases de fonctionnement de l'EHA en générateur de courtes durées, et également par un faible rendement dans ce mode de fonctionnement.

Par contre, les actionneurs de type EMA peuvent avoir un rendement supérieur à celui des EHA, et en particulier pendant les phases de fonctionnement « réversibles » en générateur. L'énergie récupérée avec de tels actionneurs peut donc s'avérer intéressante.

IV.4.4 Décentralisation du stockage : bilan

La décentralisation du système de stockage semble avoir peu d'intérêt dans des architectures de réseaux électriques telles qu'elles sont conçues actuellement. La somme des puissances à laquelle doit faire face chaque sous-système de stockage est supérieure à la puissance d'un seul système de stockage centralisé. Cela s'explique par des pointes de puissance de chaque actionneur qui n'interviennent pas exactement aux mêmes instants (foisonnement). En revanche, cette séparation du système de stockage pourrait s'avérer avantageuse dans le cas d'une architecture du réseau avec plusieurs cœurs électriques.

Des stockages localisés directement sur les actionneurs permettent de contrer les risques d'instabilités d'un réseau continu sur lequel on tire des liaisons impédantes. La mise en place d'éléments capacitifs de valeurs conséquentes aux bornes d'un EHA permet effectivement la stabilisation du réseau. En revanche, les capacités ne doivent pas être trop surdimensionnées afin de limiter la masse et l'encombrement. Une attention particulière doit également être portée sur la précharge « douce » de ces capacités lors du démarrage de l'avion. Une charge trop violente pourrait entraîner des oscillations malvenues.

Ces condensateurs localisés sur chaque actionneurs ne constituent donc pas un réel moyen de stockage au sens de l'hybridation de la RAT. Il s'agit en fait d'un mini-stockage dont le principal rôle est d'améliorer la stabilité du réseau. En optant pour des actionneurs non-réversibles en puissance, ces condensateurs permettraient également de limiter les dissipations d'énergie et ainsi les échauffements des actionneurs.

Proposant un stockage plus conséquent, des supercondensateurs sans convertisseurs les interfaçant avec le réseau ne semblent malheureusement pas intéressants. Leurs capacités de stockage ne peuvent être exploitées que dans une très faible mesure, car la tension à leurs bornes est peu variable. Celle-ci est en effet fixée par le réseau, aux variations de tensions provoquées par le câblage près. Il n'est donc pas possible d'exploiter l'énergie contenue dans la supercapacité comme cela avait été fait au paragraphe III.5. La fonction de stockage obtenue de cette manière n'est pas satisfaisante.

Cependant, le bras supplémentaire de l'onduleur de l'EHA, actuellement utilisé pour le freinage rhéostatique, pourrait s'utiliser comme hacheur à l'interface entre un supercondensateur et le bus continu. Cela reviendrait alors à la structure hybride du paragraphe III.4, qui pourrait apporter des gains en terme de dimensionnement (limitation de la section des câbles cœur-EHA), de stabilité (contrôle actif de tension), et de thermique (réversibilité). Une étude plus poussée sur cette question serait sans doute nécessaire.

IV.5 Couverture des périodes transitoires

Les sources de secours nécessitent un temps de démarrage, et ne sont pas systématiquement capables de fonctionner sur l'ensemble d'une mission de secours. Des périodes transitoires d'inactivité d'une source peuvent être observées. Il est nécessaire d'apporter une réponse permettant de couvrir ces périodes transitoires. C'est ce que fera ce paragraphe après la description détaillée de cette problématique.

IV.5.1 Problématique

Une des problématiques posée par la perte totale des moteurs est la période transitoire intervenant entre la panne et la mise en service effective de la source de secours (déploiement et démarrage de la RAT par exemple).

Sur un avion « plus électrique » possédant une architecture mixte avec des actionneurs électriques et hydrauliques (cf. § I.2.2), cette période transitoire est naturellement assurée par l'énergie hydraulique. En effet, la génération hydraulique est maintenue après la panne des moteurs grâce à l'effet de leur inertie (cf. Figure IV.24). Une puissance et une énergie hydraulique suffisante peuvent alors être fournies pendant les quelques secondes nécessaires à la mise en service de la RAT, et ainsi garantir la manœuvrabilité de l'avion.

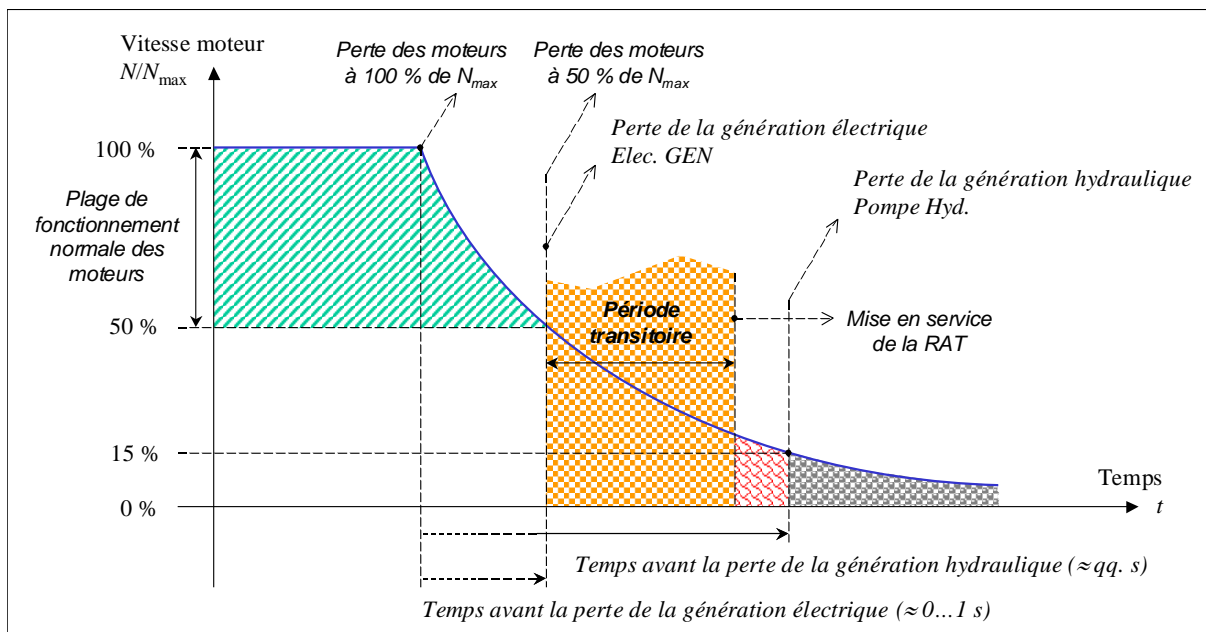


Figure IV.24 : Conséquence de la perte des moteurs sur les générations hydrauliques et électriques normales. Si la vitesse initiale des moteurs est de 50 %, la génération électrique est perdue instantanément après la perte des moteurs. Par contre, la génération hydraulique est assurée pendant quelques secondes.

A l'opposé, la génération d'électricité est très rapidement stoppée après la perte des moteurs. Cela s'explique par des contraintes en fréquence électrique, qui empêchent l'utilisation des générateurs électriques à faible vitesse de rotation. L'effet d'inertie des moteurs n'est donc pas exploitable dans le cas de la génération électrique en courant alternatif.

Sur un avion « tout électrique », l'absence d'énergie hydraulique élimine la couverture de la période transitoire juste après la perte des moteurs, et ainsi la manœuvrabilité de l'avion.

D'autre part, une seconde période transitoire est observée lors de l'atterrissage. En effet, une éolienne de type RAT est inefficace à basse vitesse avion, après l'atterrissage. Or, le freinage des roues requiert une puissance conséquente pendant quelques dizaines de secondes, qu'il est impératif de fournir. Sur un avion possédant un réseau hydraulique, le freinage en mode secours est réalisé grâce à des accumulateurs hydrauliques. Sur un avion « tout électrique », l'énergie nécessaire au freinage doit également être fournie par une source électrique différente de la RAT.

La problématique concerne donc le moyen de fournir l'électricité nécessaire lors des périodes transitoires survenant après une panne de la génération électrique d'un avion « tout électrique ». Des ordres de grandeurs sur les consommations électriques durant ces périodes sont indiqués dans le paragraphe suivant.

IV.5.2 Solutions

De nombreuses solutions peuvent être envisagées pour fournir l'électricité nécessaire à la couverture de ces périodes transitoires. Les solutions diffèrent légèrement selon que l'on s'intéresse à la première période transitoire ou à la seconde.

Concernant la première période intervenant après la perte des moteurs, les possibilités sont les suivantes :

- Source d'énergie : exploitation d'un groupe auxiliaire tel que l'APU ou une pile à combustible. Cela suppose que ce groupe fonctionne en permanence afin d'être opérationnel au moment de la panne. L'énergie électrique qu'il produit doit donc être utilisée au cours de chaque vol de l'avion, dans des situations normales. Il paraît donc judicieux d'utiliser également cette source comme source d'énergie principale de secours, plutôt qu'une RAT.
- Source de puissance : mise en service d'un système de stockage quelconque, avec batteries ou supercondensateurs par exemple. Cette solution impose une précharge du système de stockage, ce qui ne pose pas de difficultés particulières.

Concernant la seconde période transitoire, lors de l'atterrissage et du freinage, les sources potentielles sont identiques, mais leur exploitation quelque peu différente :

- Source d'énergie : groupe auxiliaire tel que l'APU ou une pile à combustible. De façon judicieuse, ce groupe devrait constituer la principale source de secours. Son démarrage pourrait s'effectuer à partir de la perte des moteurs, pendant que la première période transitoire serait assurée par une autre source.
- Source de puissance : système de stockage quelconque, avec batteries ou supercondensateurs par exemple. La précharge du système de stockage est nécessaire, mais ne pose pas de difficultés particulières.

Au final, l'usage d'une source d'énergie n'est pas adapté à la seule fonction de couverture des périodes transitoires. Un groupe APU ou une pile à combustible permettrait de couvrir toutes les périodes transitoires à condition qu'il soit continuellement en service, depuis le décollage jusqu'à l'atterrissage de l'avion.

Les sources de puissance sont a priori mieux adaptées pour couvrir ces périodes transitoires. Les durées modérées de mise en service du générateur de secours et d'atterrissage favorise l'utilisation de batteries, supercondensateurs ou roues à inertie.

Utilisation du système de stockage d'hybridation RAT

Le système de stockage mis en place dans la génération de secours hybride RAT-supercondensateur étudiée au Chapitre III pourrait fournir l'électricité nécessaire pendant les périodes transitoires. De plus, la stratégie de commande qui confère au stockage le caractère source de tension permet de maintenir la régulation de la tension du réseau.

L'intégration du système de stockage telle que montrée précédemment en Figure IV.9 ou Figure IV.12 convient également à la présente application. Les actionneurs de freinage des roues seraient alors alimentés par les mêmes barres que les actionneurs de commande de vol. Le même système de stockage, possédant le même convertisseur, la même commande et le même emplacement pourrait alors être exploitée pour les deux fonctions :

- diminution de la puissance spécifique de la RAT ;
- couverture des périodes transitoires.

Des essais en simulation ont été réalisés avec le système de stockage dimensionné au paragraphe III.4.2.2 pour la seule fonction d'hybridation avec la RAT. L'objectif est de mesurer le temps pendant lequel le système de stockage peut fournir une puissance donnée, tout en maintenant la tension du réseau au niveau nominal de 270 V. Le schéma de simulation est identique à ceux précédemment mis en place, mais en maintenant la RAT inactive. Le stockage fournit l'intégralité de la puissance demandée par les charges. Il est bien sûr préchargé à 90 %, soit une tension supercondensateur de 237 V (cf. § III.4.3.4).

La Figure IV.25 montre un résultat pour une fourniture de puissance égale à 31,5 kW, soit la puissance nominale du système de stockage. On y remarque que la tension du réseau est maintenue à 270 V pendant les 2 premières secondes. Ensuite, cette tension chute progressivement, faisant également chuter la puissance absorbée par les charges (passives). Cela s'explique par la décharge du supercondensateur, entraînant la décroissance de sa tension, et l'augmentation de son courant, pour la puissance donnée de 31,5 kW. Arrivé en butée, le courant supercondensateur ne permet plus de fournir cette puissance, entraînant la chute de la tension du réseau.

La durée pendant laquelle le stockage peut assurer un bon niveau de tension sur le réseau est très dépendante de la puissance qu'il fournit. Le graphique de la Figure IV.26 montre l'évolution de la durée pendant laquelle la tension est parfaitement maintenue à 270 V, en fonction de la puissance demandée par les charges.

Lorsque la charge est faible, de 10 à 20 kW, le temps de fonctionnement peut excéder la dizaine de seconde. Par contre, au-delà de 20 kW, le temps est fortement réduit, jusqu'à atteindre seulement une demie seconde pour une surcharge à 1,5 fois la puissance nominale du système, soit 47,25 kW.

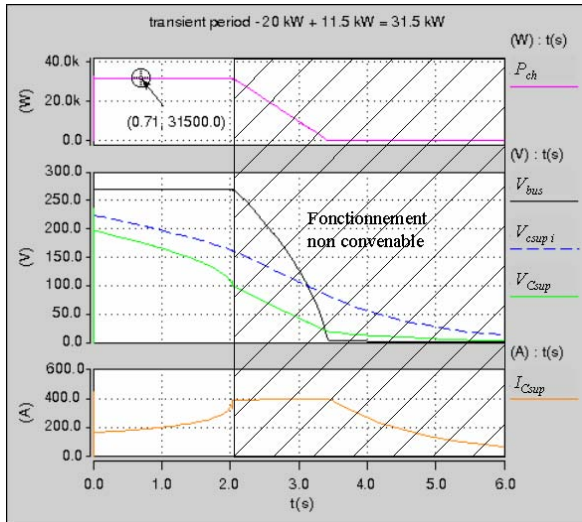


Figure IV.25 : Puissance des charges, tensions réseau, supercondensateur interne et externe, et courant supercondensateur.

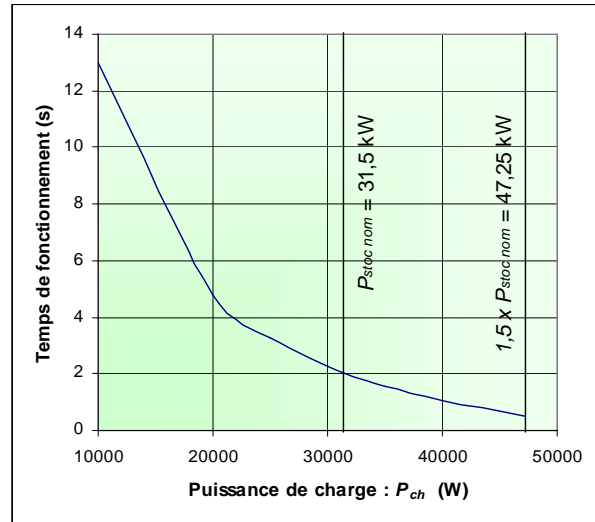


Figure IV.26 : Temps de fourniture de puissance du système de stockage 31,5 kW en fonction de la puissance fournie.

Ces résultats sont satisfaisants. Le système de stockage permet de fournir la puissance et l'énergie nécessaire à l'avion pendant le déploiement de la RAT et sa mise en service, ce qui est généralement réalisé en moins de quelques secondes. De plus, ces temps pourraient être légèrement augmentés en éliminant le convertisseur de stockage, mais moyennant une dégradation de la tension de bus (cf. § III.5.5).

Si le système de stockage ainsi dimensionné subvient à la couverture de la première période transitoire, il n'en est pas de même pour la couverture du second, incluant le freinage des roues à l'atterrissage. En effet, l'énergie nécessaire au freinage est bien plus élevée. La puissance atteint quelques dizaines de kilowatts pendant plusieurs dizaines de secondes. En supposant seulement 10 kW pendant 30 s, l'énergie requise pour le freinage vaut 300 kJ. A titre de comparaison, l'énergie exploitable dans le supercondensateur de 7 F / 250 V vaut 164 kJ d'après l'équation (III.3), avec une profondeur de décharge acceptable de 50 %.

La multiplication des supercondensateurs n'est pas envisageable pour accroître l'énergie stockée, car elle entraînerait une masse et un volume bien trop importants.

Une solution bien adaptée serait l'utilisation de batteries d'accumulateurs. Celles-ci ont une énergie massique bien supérieure à celles des supercapacités (cf. § I.4.2). Elles devraient permettre de fournir une puissance suffisante, mais le choix de batteries spécialement conçues pour la puissance est préférable.

Le couplage de batteries et de supercondensateurs pourrait être viable. Les supercondensateurs seraient alors mis à contribution pour les transitoires de très courte durée (inférieurs à la seconde) tandis que les batteries couvriraient les transitoires plus longs (supérieurs à la seconde). Dans cette configuration à « double stockage », la présence d'au moins un convertisseur serait indispensable, car le couplage direct d'une batterie et d'un supercondensateur n'est pas possible.

Enfin, des batteries d'accumulateurs pourraient être utilisées exclusivement pour le freinage, situées par exemple à proximité des trains d'atterrissage. Mais il paraît

dommage de ne pas exploiter ces batteries pour les autres fonctions de l'avion, dans la mesure où elles peuvent permettre un soulagement des supercondensateurs.

Exploitation de l'inertie des moteurs pour un réseau HVDC

La problématique exposée en paragraphe IV.5.1 au sujet de la transition après la perte des moteurs est pleinement valable pour une génération alternative alimentant un réseau AC. Considérons à présent un réseau HVDC, ou même un réseau mixte sur lequel les actionneurs sont connectés sur la partie HVDC, tel que l'illustre la Figure IV.12.

Dans ce cas, la génération de courant continu, et donc l'alimentation des barres bus HVDC, peut être maintenue plus longtemps que dans le cas d'un réseau AC. En effet, la contrainte en fréquence n'existe plus en courant continu, ce qui permettrait de continuer l'alimentation des actionneurs de commande de vol lorsque la vitesse des moteurs passerait en dessous de $N_{\max} / 2$. L'effet de l'inertie des moteurs peut ainsi être exploitée, tout comme cela est réalisé pour la génération hydraulique actuelle (cf. Figure IV.24). Une énergie conséquente pourrait alors être exploitée, ce qui permettrait de réduire fortement l'énergie à fournir par le système de stockage.

IV.5.3 Bilan des sources « transitoires »

Pour la couverture des périodes transitoires, les sources de puissance plutôt que d'énergie semblent bien adaptées à cause des durées relativement courtes (quelques secondes ou dizaines de secondes). Cependant, des sources d'énergies, autres que la RAT, peuvent être envisagées, à condition de les « rentabiliser » en les utilisant également en dehors de ces périodes transitoires.

La période transitoire intervenant juste après la perte des moteurs peut être facilement couverte par le système de stockage tel qu'il est dimensionné pour l'hybridation avec la RAT pour les commandes de vol. Par contre, ce stockage est insuffisant pour réaliser le freinage de l'avion au sol. Des batteries d'accumulateurs semblent de bonnes sources candidates à cette fonction.

C'est à cet instant qu'une source d'énergie alternative à la RAT peut être intéressante. Il suffirait en effet de remplacer la RAT par une source fonctionnant jusqu'à la fin de l'atterrissage (APU, pile à combustible...) pour pouvoir se passer de batteries pour la réalisation du freinage.

Au-delà du fait qu'un réseau en HVDC permet d'utiliser plus facilement un système de stockage électrochimique, le courant continu supprime les contraintes en fréquence créées par un réseau AC. L'exploitation de l'inertie des moteurs juste après leur panne est alors envisageable pour couvrir une partie de la période transitoire.

IV.6 Mutualisation du système de stockage

La génération de secours est conséquente ; l'ajout d'un système de stockage dimensionné pour la réduction de la RAT et la couverture des périodes transitoires ouvre des voies d'explorations supplémentaires. Il serait en effet intéressant d'utiliser le système de stockage dans des phases de fonctionnement de l'avion différentes de celle en secours, c'est à dire en mode normal. De cette manière, le système de stockage « de secours » deviendrait également un système « normal ».

Hormis la fonction primaire du système de stockage, les fonctions annexes « normales » envisagées sont les suivantes :

- conditionnement réseau (aspect qualité de tension et/ou stabilité) ;
- démarrage de l'APU ;
- démarrage direct des réacteurs (sans l'APU).

Dans ces utilisations, le but est d'éviter aux équipements « secours » de ne servir qu'en situation de secours. Puisqu'un convertisseur statique de forte puissance doit être installé pour l'hybridation de la RAT en secours, il est intéressant de l'utiliser également en fonctionnement normal, comme filtre actif par exemple. On parle alors de mutualisation des systèmes.

IV.6.1 Conditionnement réseau

Réseau AC

Cette première fonction « normale » envisagée paraît simple à réaliser. En effet, dans le schéma présentant l'emplacement du système de stockage dans l'architecture du réseau AC (cf. Figure IV.9), il est possible de l'utiliser également en fonctionnement normal. Le raccordement du convertisseur sur la barre alternative « essentielle » offre la possibilité de l'exploiter comme compensateur parallèle, permettant les fonctions suivantes :

- compensation des harmoniques de courant absorbés sur le réseau (filtrage actif) ;
- compensation de la puissance réactive absorbée sur le réseau.

Ces compensations sont rendues possibles grâce à la structure du système de stockage qui avait été présentée Figure IV.10. En mode « normal », la barre AC « essentielle » est directement connectée à la barre principale AC 1 ou AC 2. Au choix, il est alors possible de compenser les courants harmoniques ou réactifs absorbés par les charges connectées sur l'ensemble de ces barres AC, ou uniquement sur la barre AC « essentielle ».

Dans le cadre du filtrage actif, la consigne du courant triphasé à fournir par le convertisseur est déterminée de manière à injecter le courant harmonique des charges. La somme du courant délivré par le convertisseur et celui absorbé par les charges doit avoir une allure « propre », la plus sinusoïdale possible [PL04].

D'une puissance de 31,5 kW, ou plus généralement 31,5 kVA, le convertisseur de stockage mis au point dans le cadre de l'hybridation de la RAT en secours conviendrait pour compenser un taux d'harmoniques conséquent. Le convertisseur utilisé en compensateur d'harmoniques ne délivrant pas de puissance active, mais uniquement réactive, le système de stockage d'hybridation peut être utilisé tel quel, sans redimensionnement de la supercapacité. Il n'y a donc pas d'adaptation matérielle particulière à effectuer pour permettre le passage entre les modes « secours/normal ». Seule la commande du convertisseur de stockage devra être reconfigurée suivant les modes, mais il ne s'agit là que d'une adaptation logicielle.

En revanche, une limitation intervient au niveau du rang des harmoniques qu'il est possible de compenser. Le convertisseur dimensionné pour le stockage à une bande passante assez limitée, sa fréquence de découpage étant fixée à 20 kHz. En pratique, cette fréquence doit être trois à quatre fois supérieure à celle de l'harmonique de rang le plus haut à compenser. Cela signifie que le convertisseur de stockage ne peut compenser que des harmoniques de fréquence inférieure à 5 kHz. Cela limite donc quasiment le filtrage des harmoniques à ceux de rang 5 et 7. Avantagusement, ce sont ces rangs qui ont les amplitudes les plus élevées dans le cas de charges non-linéaires de type « redresseur 6-pulse ». Il est donc intéressant d'avoir la possibilité de les atténuer. Pour obtenir une bande passante du convertisseur plus large, son redimensionnement complet serait nécessaire. En particulier, le recours à des structures de convertisseurs multiniveaux serait préférable [PL04].

Dans le cadre d'une compensation d'énergie réactive, le convertisseur est commandé de manière à injecter sur le réseau alternatif des courants en quadrature par rapport aux tensions. Ces courants réactifs, en avance de phase (effet capacitif), permettent de compenser les effets inductifs des diverses charges du réseau. Il en résulte une baisse de la puissance apparente globale, et ainsi un sous-dimensionnement des générateurs principaux. La puissance du système de stockage fixée à 31,5 kVA ne permettrait de fournir qu'une partie de la puissance réactive du réseau, mais apporterait cependant une compensation intéressante de 31,5 kvars.

Réseau HVDC

L'utilisation du système de stockage comme filtre actif sur un réseau continu est également possible. Ce filtrage serait réalisé sur la barre HVDC « essentielle », sur laquelle sont connectés les actionneurs de commande de vol en mode « secours » (cf. Figure IV.12). Il n'est pas possible de compenser les harmoniques sur le réseau AC à cause de la non-réversibilité en puissance des redresseurs ATRU. Le filtrage actif s'effectue donc uniquement dans la partie HVDC, sur la barre « essentielle » et/ou les barres « EHA ». N'ayant pas de transferts de puissance réactive sur un réseau continu, la compensation de cette puissance n'a pas lieu d'être dans ce cas. En revanche, le dispositif de stockage peut être utilisé en tant que moyen de stabilisation du réseau au niveau de la barre bus.

Au cours du Chapitre III, le choix du convertisseur de stockage s'était porté sur un hacheur de type « boost » dans le sens supercondensateur-réseau (cf. Figure IV.27). Il permet d'élever la tension du supercondensateur, et ainsi d'obtenir une tension supercondensateur plus faible que celle du réseau. Or, l'intérêt du filtrage actif étant la suppression des harmoniques de tension sur le réseau, il est préférable d'adopter un convertisseur de type « buck » comme indiqué en Figure IV.28 [KX99].

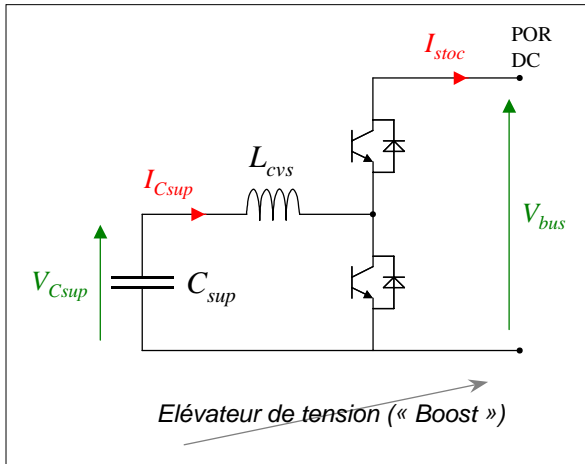


Figure IV.27 : Structure du convertisseur de stockage utilisé pour l'hybridation RAT. (CVS DC-DC élévateur : « boost ».)

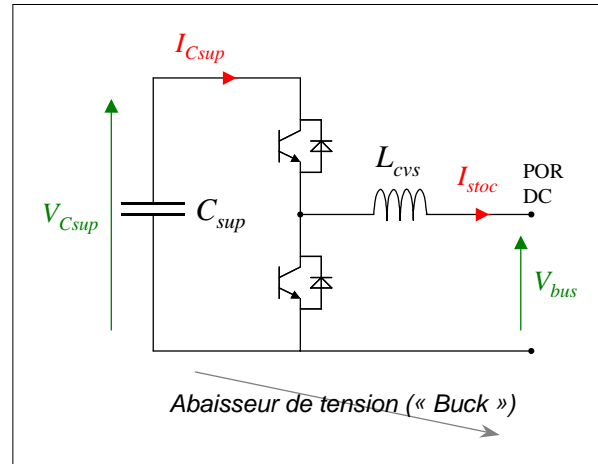


Figure IV.28 : Système de stockage préférable dans l'optique d'un filtrage actif. (CVS DC-DC abaisseur « buck ».)

La structure de ce dernier convertisseur permet en effet de fournir sur le réseau (bus) un courant lissé par l'inductance L_{cvs} . L'inconvénient est bien sûr la tension élevée de travail du supercondensateur, au même titre que pour un réseau alternatif avec l'onduleur de la Figure IV.10 (§ IV.3.1). En employant ce hacheur « buck », la tension du supercondensateur devra varier entre 270 V et 540 V, en supposant une profondeur de décharge de 50 % et en négligeant les pertes. Avec les mêmes hypothèses, le « boost » implique des tensions supercondensateur comprises entre 135 V et 270 V seulement. En contrepartie, les harmoniques de courant dus au découpage du hacheur « boost » sont directement injectés sur le réseau, même s'ils sont en partie filtrés par le condensateur de bus et les inductances de câblage.

Finalement, le hacheur « boost » principalement étudié pour l'hybridation avec la RAT engendre des niveaux de tension plus acceptables que le « buck ». La faisabilité de ce dernier est incertaine. Par contre, il peut s'avérer plus performant en terme de conditionnement, en privilégiant la qualité du courant échangé avec le réseau.

Il existe d'autres structures de hacheurs qui pourraient s'avérer bien adaptées à la double utilisation en conditionnement de réseau HVDC ainsi qu'en stockage pour le mode secours. Mais ces structures, plus sophistiquées, n'ont pas été étudiées ici.

IV.6.2 Démarrage de l'APU

Le groupe de puissance auxiliaire (APU) est fréquemment utilisé au sol dans les aéroports, ou éventuellement en vol dans certains cas de panne. Il peut être démarré de deux façons différentes (cf. schémas présentés § I.2) :

- démarrage grâce à la batterie dédiée BAT APU, lorsque les moteurs sont éteints et que l'avion n'est pas connecté à un groupe de parc ;
- démarrage avec le transformateur-redresseur dédié TRU APU en complément de la batterie BAT APU, lorsque les moteurs sont allumés ou en présence d'un groupe de parc.

Des moyens de démarrage différents sont envisageables. En particulier, le démarrage de l'APU par l'intermédiaire du générateur est étudié depuis de longues

années [CA00]. Un démarreur en haute tension pourrait également remplacer l'actuel démarreur 24 V.

Alternateur / démarreur

Fonctionnellement, l'utilisation du système de stockage « secours » permet le démarrage de l'APU par son générateur. Le convertisseur de stockage, dans son fonctionnement onduleur, peut être directement connecté au générateur APU (comparer Figure IV.29 et Figure IV.30). Une commande spécifique de l'onduleur serait nécessaire pendant cette phase de démarrage.

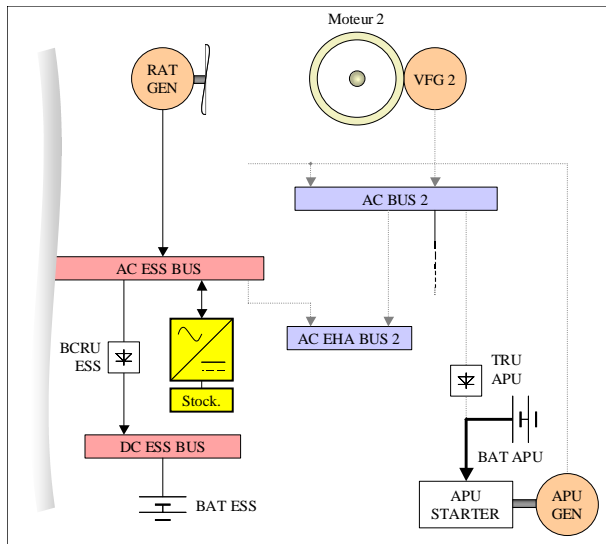


Figure IV.29 : Vue simplifiée de la partie du réseau utilisée en secours avec sources hybrides et circuit de démarrage de l'APU traditionnel.

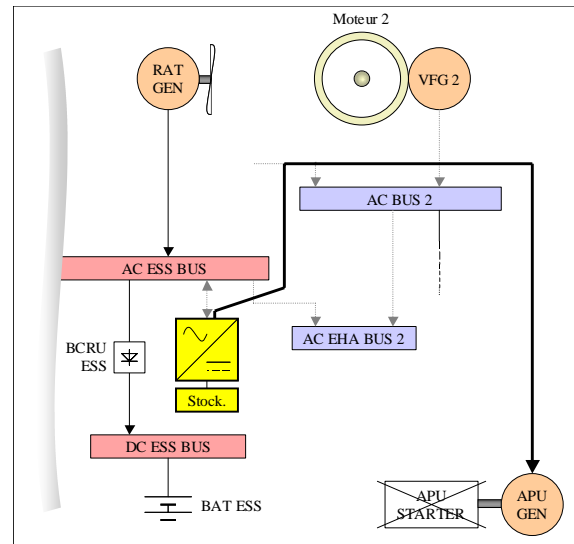


Figure IV.30 : Vue simplifiée de la partie du réseau utilisée en secours avec sources hybrides et circuit de démarrage de l'APU en exploitant la réversibilité du générateur.

Le système de stockage « secours » étant disponible lorsque l'avion est à l'arrêt, il peut tout à fait être utilisé pour démarrer l'APU. La précharge des supercondensateurs serait effectuée par un système auxiliaire utilisant une des batteries actuelles de l'avion.

Lorsque l'APU doit être démarré en vol, après un passage en dernier secours électrique, le système de stockage est déjà sollicité par sa fonction « secours ». Cependant, les tentatives de démarrage de l'APU ont lieu après le déploiement de la RAT, et lorsque l'avion n'est pas en phase d'approche au sol. Le besoin en énergie/puissance est donc faible, et le système de stockage est peu sollicité. On peut donc envisager un mode de fonctionnement dégradé du réseau de secours pendant les tentatives de démarrage de l'APU.

Cette solution a l'avantage de supprimer la batterie, le transformateur-redresseur et le démarreur, qui sont actuellement dédiés à l'APU. Le gain de masse est intéressant, d'autant plus que l'utilisation du système de stockage « secours » n'entraîne pas, ou très peu, de matériels supplémentaires pour réaliser la fonction de démarrage APU, du moins sur le plan fonctionnel.

Démarrreur haute tension

Sans exploiter la réversibilité en puissance du générateur de l'APU, le démarrage pourrait être effectué au moyen d'un démarreur haute tension. Là encore, le système de stockage « secours » serait mis à contribution. L'onduleur de stockage pourrait être commandé pour alimenter un démarreur à base de machine triphasée, type « APU STARTER AC ».

En imaginant un réseau continu 270 V, l'utilisation de système de stockage reste possible. Le convertisseur de type « hacheur » alimenterait directement un démarreur à courant continu, type « APU STARTER HVDC ».

Etude quantitative

D'une manière quantitative, la réalisation de cette fonction par le système « secours » est moins évidente. En terme de puissance, ce dernier convient, mais en terme d'énergie, celle stockée dans les supercondensateur est insuffisante.

En effet, le démarrage de l'APU entraîne une puissance importante au cours des premières secondes. Actuellement réalisé grâce à une batterie 24 V, le courant d'appel peut dépasser 1000 A. Bien sûr, la tension aux bornes de la batterie chute fortement pendant cet appel à cause de sa résistance interne, mais la puissance atteint tout de même une quinzaine de kilowatts. Le courant consommé par le démarreur de l'APU décroît ensuite progressivement jusqu'à la fin du démarrage, qui s'étale sur plusieurs dizaines de secondes.

En terme d'énergie, le démarrage de l'APU réalisé sur la batterie la décharge d'environ 5 à 10 Ah. Quant à l'énergie que reçoit le démarreur pendant toute la durée du démarrage, elle est de l'ordre de 500 kJ. Cette énergie est conséquente, et bien supérieure aux 164 kJ exploitables du supercondensateur (cf. § IV.5.2).

Les supercondensateurs dimensionnés pour l'hybridation de la RAT en secours sont donc insuffisants pour réaliser seuls le démarrage de l'APU. Etant donnée l'énergie élevée nécessaire, des batteries d'accumulateurs, éventuellement couplées aux supercondensateurs, seraient mieux adaptées.

IV.6.3 Démarrage des réacteurs

La procédure de démarrage actuelle des moteurs, ou réacteurs, en l'absence de groupes de parc, est la suivante :

- En premier lieu, ce sont les batteries qui permettent d'alimenter le minimum d'équipements nécessaires à la mise en route de l'avion. Ensuite, l'APU est démarré, et fournit de l'électricité pour alimenter la plupart des charges et de l'air pour le conditionnement de la cabine et le démarrage des réacteurs.
- Une fois l'APU en service, les réacteurs peuvent être démarrés, et prennent le relais pour la génération électrique (par entraînement des générateurs IDG ou VFG) et la fourniture d'air. L'APU est ensuite mis hors fonctionnement.

Le démarrage des réacteurs électriquement est envisagé de la même manière que pour l'APU. La réversibilité des générateurs pourrait être exploitée afin d'entraîner les réacteurs en rotation et ainsi les démarrer. Le système de stockage « secours », conçu

pour un réseau AC tel que montré sur la Figure IV.9 et la Figure IV.30 conviendrait à cette application d'un point de vue fonctionnel.

Cependant, l'énergie requise pour démarrer les moteurs est beaucoup trop importante pour le système de stockage « secours ». L'énergie nécessaire au démarrage d'un seul moteur est bien plus élevée que celle absorbée pendant le démarrage de l'APU. Même pour un « petit » moteur monté sur un avion type A320, une puissance d'environ 100 kW doit être fournie pour permettre un démarrage en moins d'une minute. Cette puissance est plus que doublée pour le démarrage d'un moteur de gros porteur. En terme d'énergie, les 10 MJ sont donc largement dépassés.

L'usage de batteries, même associées à des supercondensateurs, est difficilement réalisable ; d'autant plus que deux ou quatre moteurs doivent être démarrés, et simultanément de préférence. Il n'est donc pas raisonnable de démarrer directement les moteurs sans utiliser l'APU. Ce dernier devrait être utilisé dans ce but, ce qui n'exclut pas le démarrage des réacteurs en utilisant les générateurs comme démarreurs.

IV.6.4 Mutualisation et plan énergie-puissance

La mutualisation est possible lorsque que les besoins en énergie/puissance de plusieurs systèmes n'interviennent pas aux même instants, mais aussi lorsque les besoins en énergie et en puissance sont proches. En comparant les besoins pour le freinage et pour les actionneurs de commande de vol par exemple, la compatibilité n'est pas obtenue, car les besoins diffèrent d'une manière trop importante.

Afin d'améliorer l'étude des mutualisations possibles, le placement des besoins dans le plan énergie-puissance est proposé en Figure IV.31. Précisons que ce diagramme sous-entend l'aspect temporel des besoins à travers le concept d'énergie. Par exemple, un système absorbant une puissance élevée et une faible énergie est forcément un système absorbant des pointes de puissances de courtes durées. C'est le cas de l'actionnement des commandes de vol et d'une partie du freinage.

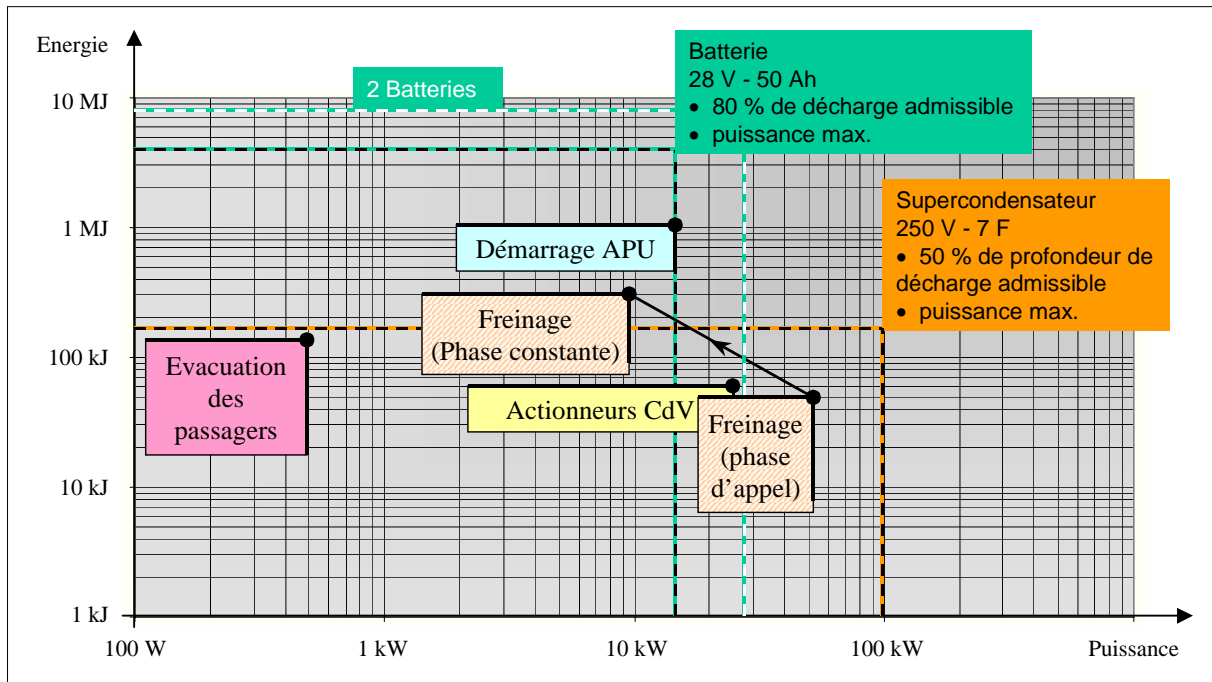


Figure IV.31 : Placement des différents besoins en dernier secours électrique dans le plan énergie-puissance, et zones couvertes par les systèmes de stockage proposés³⁹.

Les éléments de stockage qui ont été étudiés au cours du Chapitre III sont également présents dans le diagramme. On y trouve donc une, puis deux, batteries 25,2 V / 50 Ah ainsi que le supercondensateur 250 V / 7 F. Les traits pointillés délimitent les zones couvertes par ces éléments. Conformément à ce qui a été décrit au cours de ce Chapitre IV, les commandes de vol et la première phase de freinage « rentrent » dans la zone couverte par le supercondensateur, mais « sortent » de la zone couverte par une seule batterie. En revanche, la seconde phase de freinage ainsi que le démarrage de l'APU peuvent être couverts par une batterie, mais pas par le supercondensateur.

Deux groupes de besoins se distinguent : commandes de vol et freins (première phase) d'une part, et démarrage APU et freins (deuxième phase) d'autre part. Pour chacun de ces groupes, un système de stockage pourrait être disposé, en séparant les technologies : respectivement supercondensateurs et batteries. Cela dit, les deux systèmes de stockage doivent fonctionner ensemble, car s'ils couvrent des besoins différents, ils alimentent des consommateurs communs : les freins. L'emplacement de ces deux stockages pourrait être préféré au centre de l'avion pour maximiser la proximité avec les consommateurs, comme visible sur la Figure IV.32.

³⁹ Les valeurs maximales des puissances visibles pour les batteries et le supercondensateur sont issues de la formule (III.21). On montre que cette expression est également valable pour une batterie grâce à la constitution d'un modèle similaire : source de tension ou capacité idéales en série avec une résistance, comme illustré en Figure III.6. Le placement des actionneurs de commande de vol tel qu'effectué dans ce plan suppose que la RAT fournit la valeur moyenne de la puissance absorbée par ces actionneurs.

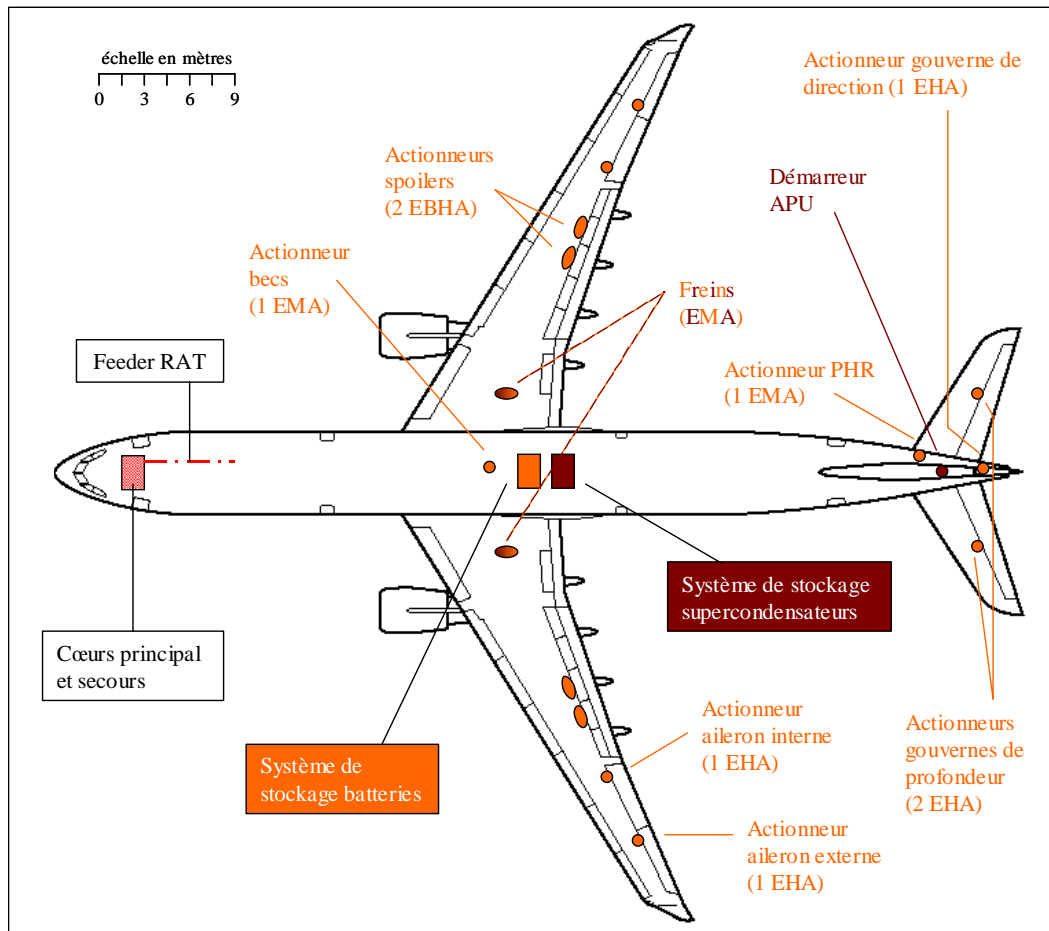


Figure IV.32 : Exemple d'emplacement central des deux systèmes de stockage mutualisés.

Le besoin pour l'évacuation des passagers est placé dans le plan énergie-puissance pour information. Il est bien moindre que celui des systèmes précités. Situé à l'opposé, le besoin pour le démarrage des moteurs n'a pas été représenté, avec plusieurs centaines de kilowatts et dizaines de mégajoules au total.

Ce plan énergie-puissance est un bon outil d'aide à la décision. Cependant, il ne tient pas compte des contraintes technologiques. D'après ce diagramme, deux batteries ou le supercondensateurs couvrent les besoins des commandes de vol. Or, comme le montre l'étude présentée au paragraphe III.2, le convertisseur de stockage sera bien plus lourd et encombrant en utilisant les deux batteries plutôt que le supercondensateur.

IV.6.5 Bilan de la mutualisation du stockage

Le principal intérêt de mutualiser le système de stockage est le gain de masse potentiel. Nous l'avons vu, le stockage « secours » peut être employé pour des fonctions en mode « normal », évitant ainsi l'ajout d'un stockage supplémentaire. Cette mutualisation a l'avantage supplémentaire d'éviter le risque de panne cachée du système de stockage. Etant utilisé en permanence en fonctionnement « normal », son état de disponibilité est toujours connu. En contrepartie, une utilisation permanente, et donc un cyclage fréquent, soulève la question de la durée de vie.

Ayant des besoins énergétiques proches et dissociés dans le temps, le freinage des roues (phase constante) et le démarrage APU pourraient être alimentés par la même

source d'électricité. La même conclusion se dégage concernant le freinage (phase d'appel) et l'actionnement des commandes de vol. Le premier groupe pourrait être alimenté par un système de stockage commun à base de batteries ; et le second groupe à partir d'un stockage commun à base de supercondensateurs.

IV.7 Conclusion

La mise en place d'un système de stockage en association avec la RAT a un fort impact sur la masse. En prenant tous les éléments de la génération de secours en compte, la réduction de masse apportée par l'hybridation atteint approximativement la masse d'un passager.

Un impact important est également réalisé sur les volumes. La RAT voit ses dimensions réduites de plus de 30 %. En contrepartie, des volumes supplémentaires sont à prévoir près des cœurs électriques afin de loger le système de stockage. Ce déplacement des volumes et des masses associées est plutôt favorable, car il est plus aisé de placer un système près des cœurs électriques que de placer une RAT judicieusement. L'intégration « physique » des sources de secours dans l'avion ne pose donc pas de difficultés particulières. Au contraire, la réduction des dimensions de la RAT est bénéfique, malgré l'ajout d'un système de stockage.

Concernant l'aspect « électrique » de l'intégration, la RAT conserve son raccordement actuel au réseau, et le système de stockage est facilement connecté. Cependant, l'ajout du système de stockage dans un réseau alternatif est plus contraignant que dans le cas d'un réseau continu, à cause de la tension supercondensateur qui atteint des valeurs élevées ou de la structure élévatrice en tension du convertisseur statique.

La décentralisation du système de stockage n'est réellement envisageable que dans le cas de réseaux comprenant plusieurs cœurs électriques. Dans une configuration classique avec un seul cœur, il est préférable de réaliser un stockage globalisé. Par ailleurs, un stockage localisé directement aux bornes d'un EHA alimenté en courant continu peut permettre d'éviter les risques d'instabilités du réseau et une section importante de son câble d'alimentation.

Dans l'optique d'avions « de plus en plus électriques », l'ajout d'un système de stockage hybridé avec la RAT est très avantageux. Ce stockage permet en effet de couvrir une partie importante des périodes transitoires survenant lors des phases d'inactivité de la RAT, et en particulier la période nécessaire au démarrage de la RAT.

L'aspect « mutualisation » du système de stockage montre également ses avantages. Certains systèmes ont des besoins énergétiques proches à des instants différents, comme le démarreur APU et les freins par exemple. L'usage d'une source de stockage commune est alors encouragé.

En se plaçant dans un contexte de réseaux de bord futurs, le système de stockage ne se justifie pas que dans le cas du dernier secours électrique. Le conditionnement réseau, le démarrage APU ou encore le freinage des roues sont autant de fonctions nécessaires en temps normal. De plus, les moyens de stockage électrochimiques s'employant en courant continu, cela est en accord avec les futurs réseaux potentiels, eux aussi en courant continu. Par ailleurs, ces dispositifs peuvent jouer un rôle stabilisant sur ce type de réseau. D'une manière générale, un ou plusieurs systèmes de stockage sont donc bénéfiques pour ces futurs réseaux de bord.

Conclusion générale

Au-delà du résultat propre à la réduction substantielle des dimensions de la RAT et de la masse globale du réseau de secours électrique, ce manuscrit s'est attaché à décrire la démarche de conception systémique adoptée pour cette application typique de la problématique des réseaux embarqués en aéronautique. Les aspects de modélisation, de dimensionnement et de gestion d'énergie ont ainsi été largement abordés. Plusieurs faits marquants découlent de ce travail de thèse, et sont repris dans ces dernières pages.

Tout d'abord, le choix du formalisme Bond Graph a permis de mettre au point des modèles d'équipements « efficaces ». La représentation multidomaines physiques est très avantageuse dans l'étude des systèmes tels que les actionneurs type EHA. Le modèle de conception obtenu, témoignant des phénomènes physiques, permet, entre autre, de respecter les transferts de puissance et d'assurer par exemple la réversibilité en puissance de l'actionneur. De plus, l'évolutivité des modèles Bond Graph les rend facilement exploitables et transposables pour des applications ou des gammes d'utilisation différentes. Le respect des relations de causalité garantit les conditions d'association d'éléments échangeant de l'énergie, ce qui, expérience faite, s'est avéré essentiel dans une optique de conception « système » nécessitant l'association d'éléments multiples et hétérogènes. Le niveau de modélisation doit être choisi en fonction du niveau de détail attendu lors des analyses. Cela permet d'adapter le modèle aux besoins et d'optimiser les temps de traitement informatique. D'un point de vue pratique, la transcription d'un modèle Bond Graph en schéma électrique est possible, et nous a ainsi permis d'utiliser le logiciel *Saber* pour l'ensemble des simulations.

Le choix de la modélisation du réseau en courant continu est en phase avec les évolutions probables des réseaux de bord des avions. La conception à l'aide d'un tel réseau permet de réduire considérablement les temps de traitement comparés à ceux obtenus avec une simulation correspondante en courant alternatif. Cependant, la réalisation de modèles d'équipements en courant continu équivalent demande une étude approfondie de chaque équipement.

Cette contrepartie est également présente dans la modélisation Bond Graph. La tâche d'étude préliminaire pour la confection de modèles en Bond Graph et en courant continu équivalent est donc fastidieuse. La décision d'effectuer un modèle selon un tel principe doit être prise après mûre réflexion, mais il faut garder à l'esprit qu'un modèle simple à réaliser mais trop complet pour l'utilisation finale sera lourd à exploiter. Il est parfois préférable de travailler la réflexion préliminaire pour faciliter la suite d'une étude. Un modèle Bond Graph en courant continu équivalent est parfaitement adapté à une étude énergétique, et permet également d'envisager des études de qualité réseau dans le cadre d'un réseau de bord en courant continu.

Dans une approche systémique, la mission fait partie intégrante de la modélisation des systèmes. La mission type retenue pour la conception des systèmes de secours a été extraite du cas le plus défavorable, le cas dimensionnant. Il est important de considérer une mission complète, permettant de synthétiser les systèmes de secours adéquats sur l'ensemble de cette mission. En effet, comme nous l'avons vu au Chapitre IV, les différentes phases de la mission ne nécessitent pas les mêmes apports

énergétiques. C'est le cas des phases de descente, d'approche et de freinage par exemple. Seule la considération de l'ensemble de la mission permet de caractériser pleinement la génération de secours.

Cette génération de secours peut être obtenue à partir de plusieurs sources électriques. Ces sources peuvent se classer suivant deux catégories : énergie et puissance ; mais leur nombre est relativement limité. La première catégorie comprend la traditionnelle RAT, l'APU ou la pile à combustible, mais seule la RAT est réellement pertinente à l'heure actuelle, notamment pour sa simplicité et son autonomie. En ce qui concerne les sources de puissance, les batteries, les supercondensateurs et les roues à inertie ont un potentiel intéressant.

Il faut garder à l'esprit que les systèmes employés sur les avions doivent être sûrs et fiables. Il y a parfois une certaine réticence à modifier une solution technologique existante, qui a « fait ses preuves », surtout en ce qui concerne les systèmes de secours.

L'association d'une RAT avec un système de stockage par supercondensateurs, largement détaillée dans le Chapitre III, nous a semblé une excellente solution. Les caractéristiques que présentent les supercondensateurs sont parfaitement en accord avec le besoin en énergie et en puissance des actionneurs de commande de vol. Cette hybridation RAT-supercondensateurs est donc totalement adaptée à la mission, dans sa phase de vol. En revanche, en s'intéressant à un avion possédant des freins électriques plutôt qu'hydrauliques, l'hybridation à base de supercondensateurs n'est pas énergétiquement suffisante pour assurer cette fonction de freinage. Des batteries d'accumulateurs offriraient une fourniture d'énergie plus avantageuse pour la phase de freinage. Cet exemple met en avant l'intérêt d'observer la mission dans sa globalité pour tenir compte de l'ensemble des besoins.

Le dimensionnement de la source hybride RAT-supercondensateurs dépend en partie des lois de commande implémentées. Nous avons vu qu'une stratégie de commande optimisée permettait de réduire fortement le dimensionnement de la RAT au profit de l'augmentation du système de stockage. La commande optimale consiste en une gestion d'énergie globale faisant interagir la RAT et le système de stockage pour garantir un bon état de charge du supercondensateur, et ainsi une grande disponibilité de la génération de secours.

A travers un raisonnement dans le plan énergie-puissance, plan dit « de RAGONE », nous avons montré comment il est possible, de façon simple mais pertinente, de caractériser le dimensionnement d'un module de stockage donné selon ses limitations technologiques et en fonction de la mission qui lui est allouée. Cette méthode de dimensionnement est réutilisable pour toute technologie de stockage ainsi que dans différents contextes de réseaux embarqués.

L'usage de relations de similitude a permis de redimensionner de manière approchée mais réaliste la source RAT. Cette technique de redimensionnement par similitudes, basée sur les variations géométriques du système, est un outil d'aide à la conception très appréciable pour les systèmes électromécaniques, et peut également s'appliquer à tous les systèmes physiques. Les relations mettant en avant les variations géométriques, elles permettent de définir les variations des paramètres électriques, mécaniques, etc.

Ces relations de similitude ont également été employées pour écrire les relations de similitude sur les masses des composants. Par cette technique, une estimation des masses de chaque système composant la génération de secours a été effectuée et comparée à des données existantes à partir desquelles certaines hypothèses ont été revues. Cela a finalement permis de montrer un gain significatif en masse par l'adoption de la source hybride RAT-supercondensateurs. Compte tenu des hypothèses formulées et des moyens de modélisation à disposition, ce gain a été chiffré à une trentaine de pourcent de la masse globale initiale avec une RAT seule, dans le cas le plus favorable en terme de dimensionnement et de gestion d'énergie.

Le dernier Chapitre de ce mémoire est resté plus qualitatif et conceptuel que les précédents, mais dégage de nombreuses voies d'exploration. Il met en évidence les problématiques liées à l'avion « de plus en plus électrique ». Le remplacement de certains équipements par leurs homologues électriques a une grande influence sur les besoins en électricité. Cela a donc un impact important sur l'architecture du réseau électrique, et conditionne également le besoin en « dernier secours électrique ».

Le réseau en courant continu et haute tension offre plusieurs avantages par rapport au réseau en courant alternatif. Il permet en particulier d'exploiter aisément la réversibilité en puissance des actionneurs de commandes de vol et de supprimer les étages de redressement. Cependant, des risques d'instabilités existent, et seront à traiter avec attention dans les futures études. Dans ce Chapitre, nous avons par exemple mis en évidence l'intérêt et « l'effet stabilisateur » d'un stockage localisé au plus près des actionneurs de commande de vol, même si ce point mérite d'importants compléments d'étude. De façon générale, ce mémoire introduit, à travers le cas du réseau de secours, l'intérêt d'un système de stockage plus ou moins réparti dans les réseaux continus haute tension. Cet intérêt, manifesté ici en terme de sous-dimensionnement des sources de génération, pourrait aussi concerner le dimensionnement des câbles, le conditionnement du réseau en terme de qualité ou de stabilité, la disponibilité de certaines fonctions en mode dégradé, etc.

Le Chapitre IV a aussi montré que le réseau de secours ainsi que sa génération sont à considérer au niveau global de l'avion. L'intégration structurelle liée à la localisation des systèmes dans l'avion est donc très importante, et conditionne le nombre et le type de systèmes de stockage. C'est pour cette raison que l'utilisation d'un même dispositif de stockage pour réaliser plusieurs fonctions est intéressante. On parle alors de mutualisation fonctionnelle. De nombreux choix concernant le réseau de secours et ses sources électriques sont donc affectés par l'ensemble des systèmes électriques, lesquels devraient encore évoluer dans l'avenir.

Références bibliographiques

Rapports de contrat LEEI-Airbus durant la thèse

- [RC°1] Rapport de contrat N° 1 : Descriptions générales des réseaux de bords avions ; mai 2003.
- [RC°2] Rapport de contrat N° 2 : Descriptions de l'A330 en fonctionnement secours ; août 2003.
- [RC°3] Rapport de contrat N° 3 : Descriptions de l'avion de référence A330 '380' ; décembre 2003.
- [RC°4] Rapport de contrat N° 4 : Etude et modélisation d'un EHA d'aileron A380 ; septembre 2004.
- [RC°5] Rapport de contrat N° 5 : Caractérisation de la RAT Hamilton Sundstrand A380 ; novembre 2004.
- [RC°6] Rapport de contrat N° 6 : Modélisation type Bond Graph de la RAT ; janvier 2005.
- [RC°7] Rapport de contrat N° 7 : Source hybride de secours électrique ; juin 2005.
- [RC°8] Rapport de contrat N° 8 : Bilan de masse du réseau de secours ; septembre 2005.

Publications, manuscrits et ouvrages

Généralités avion

- [OL04] Olivier LANGLOIS, Etienne FOCH, Xavier ROBOAM, Hubert PIQUET ; article : De l'avion plus électrique à l'avion tout électrique : état de l'art et prospective sur les réseaux de bord ; Journées de la section électrotechnique du club EEA, Cergy Pontoise, 18 – 19 mars 2004.
- [OL05²] Olivier LANGLOIS, Etienne FOCH, Xavier ROBOAM, Hubert PIQUET ; article : L'avion plus électrique : vers une nouvelle génération de réseaux de bord ; La Revue 3EI, N° 43, décembre 2005.

Moyens de stockage / supercondensateurs

- [TC00] Thomas CHRISTEN, Martin W. CARLEN ; article : Theory of Ragone plots ; Journal of Power Sources 91, pp. 210-216, mars 2000.

-
- [RS04] Rémi SAISSET ; thèse de doctorat : Contribution à l'étude systémique de dispositifs énergétiques à composants électrochimiques ; LEEI-ENSEEIH (UMR INP Toulouse – CNRS), 2 avril 2004.
- [JR03] Jérémie REGNIER ; thèse de doctorat : Conception de systèmes hétérogènes en Génie Electrique par optimisation évolutionnaire multicritère ; LEEI-ENSEEIH (UMR INP Toulouse – CNRS), décembre 2003.
- [CV02] Christophe VIGUIER ; rapport de DEA : Contribution à l'introduction de supercondensateurs dans un groupe électrogène à pile à combustible ; INP-ENSEEIH / UPS Toulouse, LEEI, juin 2002.
- [GC01] Gilles CASANOVA ; rapport de DEA : Etude de l'alimentation des groupes motopropulseurs de chaînes de traction à pile à combustible ; INP-ENSEEIH Toulouse, LEEI, Alstom Transport, septembre 2001.
- [PD03] Ph. DESPREZ, G. BARRAILH, P. LAVAU, M. BARIAND, C. JEHOULET ; article : SAFT Supercapacitors cells and batteries ; Conférence EPE 2003, Toulouse, 2 – 4 septembre 2003.
- [PB03] Philippe BARRADE, Alfred RUFER ; article : Current Capability and Power Density of Supercapacitors: Considerations on Energy Efficiency ; Conférence EPE 2003, Toulouse, 2 – 4 septembre 2003.

Piles thermiques

- [ASB04] ASB/MSB ; présentation : Applications. Énergie de secours pour avions ; ASB Aérospatiale Batteries, Airbus France Toulouse, septembre 2004.

Roues à inertie

- [LL04] Ludovic LECLERCQ ; thèse de doctorat : Apport du stockage inertiel associé à des éoliennes dans un réseau électrique en vue d'assurer des services systèmes ; L2EP Lille, décembre 2004.
- [CA00] Cristian ANGHEL ; article : A Novel Start System for an Aircraft Auxiliary Power Unit ; Society of Automotive Engineers, Inc. ; 2000-01-3624 ; SAE Power Systems Conference, San Diego, California, USA, octobre 2000.

Principe d'hybridation des sources

- [OL05³] Olivier LANGLOIS, Xavier ROBOAM, Hubert PIQUET ; brevet : Source hybride de secours électrique ; N° INPI : 05.51026, 21 avril 2005.
- [MYA03] M. Y. AYAD, S. RAËL, B. DAVAT ; article : Hybrid power source using supercapacitors and batteries ; Conférence EPE 2003, Toulouse, 2 – 4 septembre 2003.

Modélisation / Bond Graph

- [FB05] Franck BARRUEL ; thèse de doctorat : Analyse de conception des systèmes électriques embarqués. Application aux réseaux de bord d'avion ; Université Joseph Fourier, LEG, Grenoble, 2005.
- [GG03] Grace GANDANEGARA ; thèse de doctorat : Méthodologie de conception systémique en Génie Electrique à l'aide de l'outil Bond Graph. Application à une chaîne de traction ferroviaire ; LEEI-ENSEEIH (UMR INP Toulouse – CNRS), 7 novembre 2003.
- [XR06] Xavier ROBOAM, Stephan ASTIER ; article : Graphes de lien pour les systèmes à énergie renouvelable ; Techniques de l'ingénieur, dossier D 3 970, 2006.
- [GDT00] Geneviève DAUPHIN-TANGUY ; ouvrage : Les bond graphs ; Hermès Science Europe Ltd, Hermès Science Publications, 2000.
- [GN06] Gustave NFONGUEM ; thèse de doctorat : Contribution au développement d'actionneurs plus électriques – Modélisation inverse et composants mécaniques spécifiques à une application aéronautique ; INSA de Toulouse, LGMT, janvier 2006.

Modélisation d'un EHA

- [DB03] Dominique VAN DEN BOSSCHE ; article et présentation : "More Electric" Control Surface Actuation – A Standard for the Next Generation of Transport Aircraft ; Conférence EPE 2003, Toulouse, 2 – 4 septembre 2003.
- [OL05] Olivier LANGLOIS, Xavier ROBOAM, Jean-Charles MARE, Hubert PIQUET, Grace GANDANEGARA ; article : Bond Graph Modeling of an Electro-Hydrostatic Actuator for Aeronautic Applications ; Conférence IMACS 2005, Paris, 11 – 15 juillet 2005.
- [SH99] Saeid HABIBI, Andrew GOLDENBERG ; article : Design of a New High Performance ElectroHydraulic Actuator ; 1999 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, Atlanta, USA, 19 – 23 septembre 1999.
- [MG92] Marcel GUILLON ; ouvrage : Commande et Asservissement Hydrauliques et Electrohydrauliques ; Lavoisier, mai 1992.
- [AA92] A. AZMANI, G. DAUPHIN-TANGUY ; ouvrage : ARCHER: a program for computer aided modelling and analysis ; pp. 263-278 ; Bond Graph for Engineers, Ed. G. Dauphin-Tanguy and P. Breedveld, Elsevier, Science Pub., 1992.
- [PS04] Piotr STUCZYNSKI ; rapport de DEA : Synthèse bicausale des besoins en puissance électrique d'un actionneur électro-hydrostatique (EHA) en aéronautique ; INP Toulouse / UPS / INSA de Toulouse, LEEI, 2004.
- [GG05] Grace GANDANEGARA ; rapport de postdoctorat : Modélisation et Synthèse Bicausale d'Actionneurs Electrohydrostatiques (EHA) avec des Outils Bond Graph ; LEEI, LGMT, novembre 2004 – novembre 2005.

[AMC04] A. M. CROSS, G. PRYCE-JONES, A. J. FORSYTH, N. BAYDAR, S. MACKENZIE ; article : Modelling and simulation for the evaluation of electric power systems of large passenger aircraft ; Royal Aeronautical Society, More Electric Aircraft Conference, London, avril 2004.

[GG05²] Grace GANDANEGARA, Xavier ROBOAM, Bruno SARENI ; article et présentation : Model inversion of electrical engineering systems from bicausal bond graphs ; Conférence IMAACA, Marseille, octobre 2005.

[JCM94] Jean-Charles MARÉ ; article : Modelling and Simulation of Dissipative Effects in Hydraulics Systems ; Conférence ASME, 1994.

Système « pitch » éolien

[SH98] Siegfried HEIER ; ouvrage : Grid Integration of Wind Energy Conversion Systems ; pp. 70 ; John Wiley and Sons Ltd, 1998.

[DG82] D. LE GOURIÉRÈS ; ouvrage : Wind Power Plants – Theory and Design ; pp. 60-72 ; Pergamon Press, 1982.

[HC03] Haritza CAMBLONG ; thèse de doctorat : Minimisation de l'impact des perturbations d'origine éolienne dans la génération d'électricité par des aérogénérateurs à vitesse variable ; ENSAM Bordeaux, décembre 2003.
(d'après
http://pastel.paristech.org/archive/00000679/01/Th%C3%A8se_Camblong.pdf)

Modélisation de l'empiétement des redresseurs

[AM05] Adam MIRECKI ; thèse de doctorat : Etude comparative de chaînes de conversion d'énergie dédiées à une éolienne de petite puissance ; LEEI-ENSEEIH (UMR INP Toulouse – CNRS), avril 2005.

Modèle diphasé de la machine synchrone et instabilités sur réseaux continus

[JC84] J. CHATELAIN ; ouvrage : Machines électriques – Tome 2 (Traité d'Electricité, d'Electronique et d'Electrotechnique – volume X) ; Dunod, juin 1984.

[JR04] Jérémie REGNIER ; rapport de postdoctorat : Etude sur les réseaux de bord continus ; Annexe A ; LEEI, Airbus, 2004.

[JC05] Jacques COURAULT ; article : Comparaison des réseaux alternatifs et continus du point de vue de leur stabilisation. Régimes transitoires – pollution harmonique ; La Revue 3EI, N° 43, décembre 2005.

Similitudes sur les machines électriques et aérogénérateurs

[YF00] Yann FEFERMANN, Sid Ali RANDI, Stephan ASTIER, Xavier ROBOAM ; article : Synthesis Models of P.M. Brushless Motors ; 2000.

-
- [OL02] Olivier LANGLOIS ; rapport de DEA : Intégration de l'énergie éolienne dans le bâtiment : Etude électrotechnique ; INP-ENSEEIH Toulouse, LEEI, EDF R&D, septembre 2002.

Commande d'éoliennes

- [SB01] Sylvain BOUX DE CASSON ; rapport de stage DRU : Modélisation et simulation d'architectures de conversion de puissance associées à une commande MPPT destinée à l'optimisation de la production d'une éolienne ; LEEI, octobre 2001.

Effet Corona

- [PS90] Pierre SEGUR ; article : Gaz isolants ; Techniques de l'Ingénieur, traité Génie électrique, dossier D 2 530, juin 1990.

Cœurs décentralisés

- [SM00] S. MOLLOV, A. FORSYTH, M. BAILEY ; article : System Modeling of Advanced Electric Power Distribution Architectures for Large Aircraft ; Society of Automotive Engineers, Inc. ; 2000-01-3631 ; SAE Power Systems Conference, San Diego, California, USA, octobre 2000.

- [ATB00] Alan T. BERNIER ; article : Advanced Electrical Power Distribution Network ; Society of Automotive Engineers, Inc. ; 2000-01-3640 ; SAE Power Systems Conference, San Diego, California, USA, octobre 2000.

Qualité réseau

- [PL04] Philippe LADOUX, Frédéric RICHARDEAU, Loïc RAULIN ; article : Electronique de Puissance pour la qualité de l'énergie des réseaux de bord d'avion, Journées 2004 de la section électrotechnique du club EEA, Cergy Pontoise, 18 – 19 mars 2004.

- [KX99] Kun XING, Jinghong GUO, Wenkang HUANG, Dengming PENG, Fred C. LEE, Dusan BOROJEVIC ; article : An Active Bus Conditionner for a Distributed Power System ; 0-7803-5421-4/99 ; IEEE, 1999.

Dimensionnement physique d'inductances

- [OR05] Olivier RALLIERES ; mémoire CNAM : Dimensionnement et évaluation énergétique de convertisseurs dérivés du Boost pour la conversion très basse tension fort courant ; LEEI, juillet 2005.

- [HF94] Henri FOCH, Yvon CHERON ; article : Convertisseur de type forward – Dimensionnement ; Techniques de l'Ingénieur, traité Génie électrique, dossier D 3 167, juin 1994.

Documents officiels et notes Airbus

Modélisation

- [LR03] Loïc RAULIN ; note technique Airbus : Electrical System Virtual Prototyping : A400M SABER models requirements ; réf. : M24SP0302772_V1, 01 ; 23 novembre 2003.
- [LR05] Loïc RAULIN ; article Airbus : Electrical System Simulation ; réf. : D05010570 ; Aircraft_Design_Principles -FM0400732_V1.1 ; juin 2005.

Perturbation réseau

- [ABD02] Directive Airbus *ABD0100.1.8* : Electrical and installation requirements ; Issue D – § 2.3 (*Requirements related to AC and DC generating Systems*), août 2002.

Liens Internet

Masse volumique de l'air humide

- [@Therm] <http://www.thermexcel.com/french/tables/massair.htm>
- [@HS] http://www.hamiltonsundstrandcorp.com/hsc/category_search ; dernière connexion le 17 octobre 2005.
- [@EERE] U.S. Department of Energy – Energy Efficiency and Renewable Energy ; <http://www.eere.energy.gov/de/flywheels.html> ; dernière connexion le 10 février 2006.

Groupes APU

- [@NASA] <http://space-power.grc.nasa.gov/ppo/projects/shuttle/index.html> ; <http://www.globalsecurity.org/space/library/report/1988/sts-apu.html#sts-apu> ; d'après e-mail Philippe MOGILKA, 14 décembre 2004.

Modélisation empiétement

- [@ENS] http://www.physique.ens-cachan.fr/pagregp/enseignement/elec/electrotech/Cours_redresseurs.pdf

Généralités avions

- [@AirL] <http://www.airliners.net>

Supercondensateurs

- [@Max] fabricant Maxwell : <http://www.maxwell.com/ultracapacitors/products/>

Masse des convertisseurs statiques

- [@Arc] fabricant Arcel : <http://www.arcel.fr/accueil.php> ; dernière connexion le 13 mars 2006.
dissipateur réf. AR55 : http://www.arcel.fr/pdf/fr/doc/AR55_fr_v1.0.PDF
dissipateur réf. ARP201 : http://www.arcel.fr/pdf/fr/doc/ARP201_fr_v1.0.PDF
- [@Bal] fabricant Ballard :
[http://www.ballard.com/be_a_customer/transportation/electric_drives/ground support](http://www.ballard.com/be_a_customer/transportation/electric_drives/ground_support) ; dernière connexion le 13 mars 2006.
[http://www.ballard.com/resources/transportation/Automotive_and_Industrial Inverter Systems.pdf](http://www.ballard.com/resources/transportation/Automotive_and_Industrial_Inverter_Systems.pdf)

Abréviations et notations

Abréviations

Abréviations anglo-saxonnes

ABD	AirBus Directive and procedure	
Accu	Accumulator	
AMM	Aircraft Maintenance Manual	<i>document descriptif (maintenance) Airbus</i>
APU	Auxiliary Power Unit	
ATA	Air Transport Association	
ATRU	Auto-Transformer Rectifier Unit	
BAT	BATterie	
BCRU	Battery Charge and Rectifier Unit	
CAS	Calibrated Air Speed	<i>vitesse air calibrée</i>
CSM/G	Constant Speed Motor/Generator	
EBHA	Electrical Backup Hydraulic Actuator	
EDP	Engine Driven Pump	
EHA	Electro-Hydrostatic Actuator	
EMA	Electro-Mechanical Actuator	
ESS	ESSential	
EXT PWR	EXTernal PoWeR	
FCOM	Flight Crew Operating Manual	<i>document descriptif (prodédures) Airbus</i>
FWC	Flying Water Closet	
GCU	Generator Control Unit	
GEN	GENerator	
HVDC	High Voltage Direct Current	
IDG	Integrated Drive Generator	
LR	Long Range	<i>gamme A330, A340</i>
MPPT	Maximum Power Point Tracking	
PMG	Permanent Magnet Generator	
POR	Point Of Regulation	
PTS	Purchaser Technical Specification	
RAT	Ram Air Turbine	
SA	Single Aisle	<i>gamme A318, A319, 320, A321</i>
SDD	System Definition Document	<i>document descriptif Airbus</i>
SDN	System Description Note	<i>document descriptif Airbus</i>
STAT INV	STATic INVerter	
TAS	True Air Speed	<i>vitesse air vraie</i>
TEFO	Total Engine Flame-Out	
TLMES	Total Loss of Main Electrical System	
TRU	Transformer Rectifier Unit	
VFG	Variable Frequency Generator	
WB	Wide Body	<i>gamme A300, A310</i>
WBI	Wing Box Inside	<i>gamme A340-500, A340-600</i>

Abréviations françaises

EPRD	Empiètement du Pont Redresseur à Diodes
CdV	Commande de Vol
CVS	ConVertisseur Statique
EdC	Etat de Charge
f.e.m.	force électromotrice
MS	Machine Synchrone
MSAP	Machine Synchrone à Aimants Permanents
MCC	Machine à Courant Continu
PHR	Plan Horizontal Réglable
PRD	Pont Redresseur à Diodes
RIMS	Réaction d'Induit de Machine Synchrone

Symboles concernant le modèle d'EHA

Afin de faciliter la lecture et la compréhension, les principales variables et paramètres utilisés pour modéliser le sous-système EHA sont résumés ci-dessous.

Variables

α	Rapport cyclique fictif du hacheur équivalent à l'onduleur	(-)
C_{em}	Couple électromagnétique du moteur à courant continu équivalent	(N·m)
C_{ch}	Couple de charge sur l'arbre de transmission moteur-pompe	(N·m)
$C_{ch\ p}$	Couple de charge utile de la pompe ($= C_{ch\ p1} - C_{ch\ p2}$)	(N·m)
E	F.e.m. induite du moteur à courant continu équivalent	(V)
F_G	Force de la gouverne au travers du bras de levier	(N)
F_G'	Force de la gouverne au travers du bras de levier (avec l'effet de l'inertie)	(N)
$F_{sec\ v}$	Force due aux frottements secs de l'ensemble du vérin	(N)
$F_{servo\ h}$	Force due à la servocommande hydraulique accouplée sur la gouverne	(N)
F_T	Force sur la timonerie	(N)
F_v	Force effective du vérin	(N)
F_v'	Force « interne » du vérin ($= F_{v1}' - F_{v2}'$)	(N)
I	Courant d'induit du moteur à courant continu équivalent	(A)
I_{bus}	Courant en sortie du bus continu	(A)
x	Position linéaire de la tige du vérin par rapport au point central	(m)
M_G	Moment de charnière sur la gouverne	(N·m)
M_G'	Moment de charnière sur la gouverne (avec l'effet de l'inertie)	(N·m)
Ω	Fréquence de rotation angulaire du moteur et de la pompe	(rd/s)
Ω_G	Fréquence de rotation angulaire de la gouverne	(rd/s)
p_{bloc}	Pression de perte bloc (tuyau de la ligne pompe-vérin)	(Pa)
P_{accu}	Pression de l'accumulateur hydraulique	(Pa)
$\Delta P_{p\ sat}$	Pression en sortie de pompe, en amont de l'antisurpresseur	(Pa)
ΔP_p	Pression en sortie de pompe ($= P_{p1} - P_{p2}$)	(Pa)

ΔP_v	Pression en entrée du vérin (= $P_{v1} - P_{v2}$)	(Pa)
Q_{accu}	Débit dans l'accumulateur hydraulique	(m^3/s)
Q_{accu1}	Débit entre l'accumulateur et la ligne côté 1	(m^3/s)
Q_{accu2}	Débit entre l'accumulateur et la ligne côté 2	(m^3/s)
Q_{fp}	Débit de fuites internes et externes de la pompe	(m^3/s)
Q_{fpe}	Débit de fuites externes de la pompe	(m^3/s)
Q_{fpi}	Débit de fuites internes de la pompe	(m^3/s)
Q_{fv}	Débit de fuites internes et externes du vérin	(m^3/s)
Q_{fve}	Débit de fuites externes du vérin	(m^3/s)
Q_{fvi}	Débit de fuites internes du vérin	(m^3/s)
Q_l	Débit dans la ligne entre la pompe et le vérin	(m^3/s)
Q_{l1}	Débit dans la ligne côté 1 (aller) de la pompe vers le vérin	(m^3/s)
Q_{l2}	Débit dans la ligne côté 2 (retour) du vérin vers la pompe	(m^3/s)
Q_p	Débit effectif fourni par la pompe	(m^3/s)
Q_{p1}	Débit effectif fourni par la pompe côté 1 (aller)	(m^3/s)
Q_{p2}	Débit effectif fourni par la pompe côté 2 (retour)	(m^3/s)
Q_{pi}	Débit interne de la pompe	(m^3/s)
Q_v	Débit effectif traversant le vérin	(m^3/s)
θ	Position angulaire de la gouverne	(°)
U	Tension d'induit du moteur à courant continu équivalent	(V)
U_{bus}	Tension en sortie du bus continu	(V)
U_{cvs}	Tension « interne » du convertisseur statique (en sortie)	(V)
V_T	Vitesse linéaire de la timonerie mécanique	(m/s)
V_v	Vitesse linéaire du vérin hydraulique	(m/s)
V_v'	Vitesse linéaire « interne » du vérin hydraulique	(m/s)

Paramètres

B	Module de compressibilité de l'huile	(Pa)
Bl	Bras de levier vérin-gouverne (maximal)	(m)
C	Coefficient d'amortissement (ou viscosité de dilatation) de l'huile	(Pa·s)
C_{bloc}	Coefficient de résistance hydraulique représentatif des pertes de charge « bloc » dans les lignes 1 et 2 (aller et retour)	($(\sqrt{Pa}) \cdot s/m^3$)
C_{bloc1}	Coefficient de résistance hydraulique représentatif des pertes de charge « bloc » dans la ligne 1 (aller)	($(\sqrt{Pa}) \cdot s/m^3$)
C_{bloc2}	Coefficient de résistance hydraulique représentatif des pertes de charge « bloc » dans la ligne 2 (retour)	($(\sqrt{Pa}) \cdot s/m^3$)
C_{clap}	Coefficient de résistance hydraulique variable des clapets de gavage	(Pa·s/m ³)
C_{fp}	Coefficient de résistance hydraulique représentant les fuites hydrauliques internes et externes de la pompe	(Pa·s/m ³)
C_{fpe1}	Coefficient de résistance hydraulique représentant les fuites hydrauliques externes de la pompe (côté 1)	(Pa·s/m ³)
C_{fpe2}	Coefficient de résistance hydraulique représentant les fuites hydrauliques externes de la pompe (côté 2)	(Pa·s/m ³)

C_{fpi}	Coefficient de résistance hydraulique représentant les fuites hydrauliques internes de la pompe	(Pa·s/m ³)
C_{fv}	Coefficient de résistance hydraulique représentant les fuites hydrauliques internes (et externes) du vérin	(Pa·s/m ³)
C_{sat}	Coefficient de résistance hydraulique variable de l'antisurpresseur	(Pa·s/m ³)
$C_{servo h}$	Coefficient de résistance « hydromécanique » de la servocommande accouplée (amortissement)	((√N)·s/m)
C_{vh1}	Coefficient de résistance hydraulique rendant compte des dissipations liées aux phénomènes hydromécaniques dans le vérin, chambre 1	(Pa·s/m ³)
C_{vh2}	Coefficient de résistance hydraulique rendant compte des dissipations liées aux phénomènes hydromécaniques dans le vérin, chambre 2	(Pa·s/m ³)
C_{vh}	Coefficient de résistance hydraulique moyen rendant compte des dissipations liées aux phénomènes hydromécaniques dans le vérin	(Pa·s/m ³)
C_{vh}'	Coefficient de résistance « hydromécanique » moyen rendant compte des dissipations liées aux phénomènes hydromécaniques dans le vérin	(N·s/m)
C_{vm}	Coefficient de frottements mécaniques représentant l'amortissement structurel vérin-timonerie	(N·s/m)
D	Cylindrée nominale de la pompe (unité S.I. m ³)	(m ³ /rd)
f_{mp}	Coefficient de frottements visqueux de l'ensemble moteur-pompe	(N·s·m)
Φ	Flux total dans l'entrefer du moteur à courant continu équivalent	(Wb)
J_{mp}	Inertie de l'ensemble moteur-pompe	(kg·m ²)
J	Inertie de la gouverne	(kg·m ²)
K_{pos}	Facteur de conversion de position gouverne-vérin	(°/m)
L	Inductance d'induit du moteur à courant continu équivalent	(H)
m	Masse représentative de l'inertie de la gouverne à travers le bras de levier	(kg)
m_v	Masse de la tige du vérin	(kg)
η_{elec}	Rendement électrique du moteur et/ou du convertisseur	(-)
R	Résistance électrique d'induit du moteur à courant continu équivalent	(Ω)
$R_{\eta e}$	Résistance électrique représentative du rendement du convertisseur	(Ω)
R_{accu}	Raideur hydraulique de l'huile contenue dans l'accumulateur	(Pa/m ³)
R_{hp1}	Raideur hydraulique de l'huile contenue dans la pompe (côté 1)	(Pa/m ³)
R_{hp2}	Raideur hydraulique de l'huile contenue dans la pompe (côté 2)	(Pa/m ³)
R_{hv1}	Raideur hydraulique de l'huile contenue dans la chambre 1 du vérin	(Pa/m ³)
R_{hv2}	Raideur hydraulique de l'huile contenue dans la chambre 2 du vérin	(Pa/m ³)
R_{hv}	Raideur hydraulique moyenne de l'huile contenue dans le vérin	(Pa/m ³)
R_{hv}'	Raideur hydraulique (ou « hydromécanique ») moyenne de l'huile contenue dans le vérin, ramenée côté mécanique	(N/m)
R_m	Raideur mécanique d'ancrage et de timonerie	(N/m)
S	Surface active du piston du vérin	(m ²)
V_{ch1}	Volume de la chambre 1 du vérin	(m ³)

V_{ch2}	Volume de la chambre 2 du vérin	(m ³)
V_{ch}	Volume moyen de chacune des chambres du vérin	(m ³)

Symboles concernant le modèle de RAT

Afin de faciliter la lecture et la compréhension, les principales variables et paramètres utilisés pour modéliser le sous-système RAT sont résumés ci-dessous. Dans cette liste, le terme « machine synchrone » désigne la machine synchrone principale (Main).

Variables

$aeroloss$	Coefficient de pertes aérodynamiques	(-)
c_c	Coefficient de couple propre à la caractéristique statique de la turbine	(-)
c_p	Coefficient de puissance propre à la caractéristique statique de la turbine	(-)
$C_{éol}$	Couple éolien capté par la turbine	(N·m)
$C_{em M}$	Couple électromagnétique sur l'arbre de la machine	(N·m)
$C_{em T}$	Couple électromagnétique ramené sur l'arbre de la turbine	(N·m)
$C_{mec M}$	Couple mécanique sur l'arbre de la machine	(N·m)
$C_{mec T}$	Couple mécanique sur l'arbre de la turbine	(N·m)
E_s	Force électromotrice à vide de la machine synchrone	(V)
E_s'	Force électromotrice « en charge » de la machine synchrone (après chute de tension due à la réaction d'induit)	(V)
$E_{s DC}$	Force électromotrice à vide de la machine à courant continu équivalente	(V)
$E_{s DC}'$	Force électromotrice « en charge » de la machine à courant continu équivalente (après chute de tension due à la réaction d'induit)	(V)
E_{DC}	Force électromotrice de la machine à courant continu équivalente (après chute de tension due à la réaction d'induit et à l'empiétement)	(V)
f	Fréquence électrique au stator de la machine synchrone	(Hz)
Φ_{ex}	Flux d'excitation de la machine synchrone	(Wb)
$\Phi_{ex tot}$	Flux d'excitation total de la machine synchrone	(Wb)
Φ_{DC}	Flux d'excitation de la machine à courant continu équivalente	(Wb)
$\Phi_{DC tot}$	Flux d'excitation total de la machine à courant continu équivalente	(Wb)
φ	Angle de déphasage entre la tension et le courant de la machine synchrone	(rd)
η_{RAT}	Rendement global de la RAT avec le « feeder »	(-)
I_{ex}	Courant d'excitation de la machine synchrone	(A)
I_s'	Courant statorique de la machine synchrone (fictif, issu de la conversion électromécanique)	(A)
I_s	Courant statorique de la machine synchrone	(A)
$I_{s DC}'$	Courant d'induit de la machine à courant continu équivalente (issu de la conversion électromécanique)	(A)
$I_{s DC}$	Courant d'induit de la machine à courant continu équivalente (après prise en compte de la réaction d'induit)	(A)

I_{DC}	Courant d'induit de la machine à courant continu équivalente (après prise en compte de la réaction d'induit et de l'empiétement)	(A)
λ	Coefficient de vitesse réduite de la turbine	(-)
ω	Pulsation électrique de la machine synchrone	(rd/s)
P_{elec}	Puissance électrique aux bornes de la machine	(W)
$P_{elec\ POR}$	Puissance électrique au point de régulation (POR)	(W)
$P_{éol}$	Puissance éolienne effectivement captée par la turbine	(W)
$P_{éol\ max\ th}$	Puissance éolienne maximale théoriquement captée par la turbine	(W)
P_{mec}	Puissance mécanique sur l'arbre lent et rapide	(W)
P_{em}	Puissance électromagnétique dans la machine	(W)
ϑ	Angle de calage des pales de la turbine	(°)
ρ	Masse volumique de l'air	(kg/m ³)
U_{DC}	Tension d'induit de la machine à courant continu équivalente	(V)
$U_{DC\ POR}$	Tension continue au point de régulation	(V)
V_{ex}	Tension d'excitation de la machine synchrone	(V)
V_s	Tension simple statorique de la machine synchrone	(V)
v_{CAS}	Vitesse air calibrée (Calibrated Air Speed) de l'avion	(nds)
v_{TAS}	Vitesse air vraie (True Air Speed) de l'avion	(nds)
v_A	Vitesse de l'avion par rapport au sol (= v_{TAS})	(m/s)
v_{RAT}	Vitesse de l'air sur la turbine éolienne	(nds)
v_T	Vitesse de l'air sur la turbine éolienne (= v_{RAT})	(m/s)
Ω_M	Fréquence de rotation de la machine	(rd/s)
Ω_T	Fréquence de rotation de la turbine	(rd/s)
Ω_T'	Fréquence de rotation de la turbine après prise en compte des pertes supplémentaires	(rd/s)
ψ	Angle de déphasage entre le courant et la f.e.m. de la machine synchrone	(rd)
z	Altitude de l'avion / de la turbine	(pieds)

Paramètres

α_{RT}	Paramètre de variation du rayon de la turbine (similitude)	(-)
α_{RM}	Paramètre de variation du rayon de la machine (similitude)	(-)
α_{LT}	Paramètre de variation de l'épaisseur de la turbine (similitude)	(-)
α_{LM}	Paramètre de variation de la longueur de la machine (similitude)	(-)
α_P	Paramètre de variation de la puissance de la RAT (similitude)	(-)
α_η	Paramètre de variation du rendement de la RAT (similitude)	(-)
$f_{tot\ T}$	Coefficient de frottements visqueux total 'turbine-multiplicateur- machine' vu de la turbine	(N·m·s)
f_{suppl}	Coefficient de frottements supplémentaire dû aux pertes en charge	(N·m·s)

$J_{tot T}$	Inertie totale ‘turbine-multiplicateur-machine’ vue de la turbine	(kg·m ²)
L_{ex}	Inductance du circuit d’excitation de la machine synchrone	(H)
L_s	Inductance statorique de la machine synchrone	(H)
$L_{s cycl}$	Inductance statorique cyclique de la machine synchrone	(H)
$L_{s subt}$	Inductance statorique subtransitoire de la machine synchrone	(H)
L_{DC}	Inductance statorique cyclique de la machine synchrone ramenée en DC	(H)
$L_{DC subt}$	Inductance statorique subtransitoire de la machine synchrone ramenée en DC, et inductance d’induit de la machine à courant continu équivalente	(H)
L_{feed}	Inductance d’une ligne des « feeders »	(H)
$L_{feed DC}$	Inductance totale des « feeders » équivalents en DC	(H)
n_p	Nombre de paires de pôles de la machine synchrone, et nombre de paires de pôles de la machine à courant continu équivalente	(-)
r_m	Rapport de multiplication des vitesses machine / turbine	(-)
R_{ex}	Résistance du circuit d’excitation de la machine synchrone	(Ω)
R_s	Résistance statorique de la machine synchrone	(Ω)
R_{DC}	Résistance statorique de la machine synchrone ramenée en DC, et résistance d’induit de la machine à courant continu équivalente	(Ω)
R_{feed}	Résistance d’une ligne des « feeders »	(Ω)
$R_{feed DC}$	Résistance totale des « feeders » équivalents en DC	(Ω)
R_T	Rayon de la turbine	(m)
S_T	Surface balayée par la turbine	(m ²)
τ_{ex}	Constante de temps du circuit d’excitation de la machine	(s)
τ_g	Constante de temps mécanique du système d’orientation des pales	(s)
X_{DC}	Réactance statorique cyclique de la machine synchrone ramenée en DC	(Ω)
$X_{s cycl}$	Réactance statorique cyclique de la machine synchrone	(Ω)

Symboles concernant l’hybridation des sources

Cette liste ne comprend pas les variables et paramètres précédemment listés dans la nomenclature concernant la RAT ; seules les nouvelles variables et paramètres sont présents. Certaines grandeurs ont été renommées pour faciliter la lecture du Chapitre III relatif à cette hybridation.

Variables

α	Rapport cyclique du convertisseur de stockage	(-)
E_{RAT}	F.e.m. de la RAT, issue de l’équivalence ‘MCC’ ≡ ‘MS + PRD’ (= E_{DC})	(V)
I_{Cbus}	Courant dans le condensateur de bus	(A)
I_{Csup}	Courant dans le supercondensateur	(A)

I_{ch}	Courant de charge (ensemble des consommateurs du réseau)	(A)
$I_{ch\ cste}$	Courant absorbé par les charges supposées constantes du réseau	(A)
$I_{ch\ EHA}$	Courant absorbé par l'ensemble des actionneurs électriques du réseau	(A)
$I_{ch\ BF}$	Composante basse fréquence du courant de charge	(A)
$I_{ch\ HF}$	Composante haute fréquence du courant de charge	(A)
I_{RAT}	Courant dans la RAT, issu de l'équivalence 'MCC' \equiv 'MS + PRD' ($= I_{DC}$)	(A)
I_{stoc}	Courant de stockage, en sortie du convertisseur (côté bus continu)	(A)
P_{ch}	Puissance absorbée par l'ensemble des charges du réseau	(W)
$P_{ch\ EHA}$	Puissance absorbée par l'ensemble des actionneurs (EHA) du réseau	(W)
$P_{ch\ fluct}$	Part fluctuante de la puissance absorbée par l'ensemble des charges	(W)
P_{Csup}	Puissance fournie par le supercondensateur (à ses bornes)	(W)
$P_{Csup\ i}$	Puissance fournie par la capacité idéale du supercondensateur (interne)	(W)
P_{cvs}	Puissance en entrée du convertisseur de stockage (côté supercondensateur)	(W)
P_{stoc}	Puissance de stockage, en sortie du convertisseur (côté bus continu)	(W)
P_{RAT}	Puissance fournie par la RAT sur le bus continu ($= P_{elec\ POR}$)	(W)
V_{bus}	Tension sur le bus continu ($= U_{DC\ POR}$)	(V)
V_{Csup}	Tension aux bornes du supercondensateur	(V)
$V_{Csup\ i}$	Tension « interne » du supercondensateur	(V)
V_{cvs}	Tension en entrée du convertisseur (côté supercondensateur)	(V)
$V_{cvs\ i}$	Tension « interne » du convertisseur (côté supercondensateur)	(V)
V_{Lcvs}	Tension aux bornes de la bobine de conversion	(V)
V_{RAT}	Tension aux bornes de la RAT, issue de l'équivalence 'MCC' \equiv 'MS + PRD' ($= U_{DC}$)	(V)
W_{ch}	Energie absorbée par l'ensemble des charges du réseau	(J)
$W_{ch\ fluct}$	Part fluctuante de l'énergie absorbée par l'ensemble des charges du réseau	(J)
W_{Csup}	Energie fournie par le supercondensateur (à ses bornes)	(J)
$W_{Csup\ i}$	Energie fournie par la capacité idéale du supercondensateur (interne)	(J)
W_{Csup}^*	Energie stockée dans la capacité idéale du supercondensateur	(J)
W_{stoc}	Energie fournie par le convertisseur de stockage (côté bus continu)	(J)

Paramètres

C_{bus}	Condensateur de bus continu	(F)
C_{sup}	Capacité du supercondensateur	(F)
f_{dec}	Fréquence de découpage du convertisseur statique	(Hz)
η_{cvs}	Rendement du convertisseur de stockage	(-)
$K_{i\ X}$	Gain intégral du correcteur PI de la régulation de la variable X	(-)
$K_{p\ X}$	Gain proportionnel du correcteur PI de la régulation de la variable X	(-)
L_{cvs}	Inductance de la bobine de conversion	(H)
L_{RAT}	Inductance de la RAT, somme des inductances interne et de câble (« feeder »)	(H)
R_{ch}	Résistance modélisant l'ensemble des charges du réseau, en 270 V DC équivalent	(Ω)

$R_{ch\ cste}$	Résistance modélisant les charges supposées constantes de 20 kW du réseau, en 270 V DC équivalent	(Ω)
R_{cvs}	Résistance interne du convertisseur (côté supercondensateur)	(Ω)
$R_{cvs\ tot}$	Résistance totale de la conversion 'élément stockage'-'bobine'-'convertisseur'	(Ω)
R_{Csup}	Résistance interne du supercondensateur	(Ω)
R_{Lcvs}	Résistance interne de la bobine de conversion	(Ω)
R_{RAT}	Résistance de la RAT, somme des résistances interne et de câble (« feeder »)	(Ω)
T_{dec}	Période de découpage du convertisseur statique	(s)
ω_n	Pulsation propre non-amortie d'un système du second ordre	(rd/s)
ξ	Coefficient d'amortissement d'un système du second ordre	(-)

Annexe A Généralités sur les avions commerciaux

Puisque cette thèse traite précisément des avions de transports commerciaux, qu'il s'agisse de transports civils ou de marchandise, il est utile de présenter rapidement quelques généralités les concernant. La Figure A.1 présente quelques parties de l'avion, tandis que la Figure A.2 présente les surfaces de commande de vol, qui permettent de diriger l'avion.

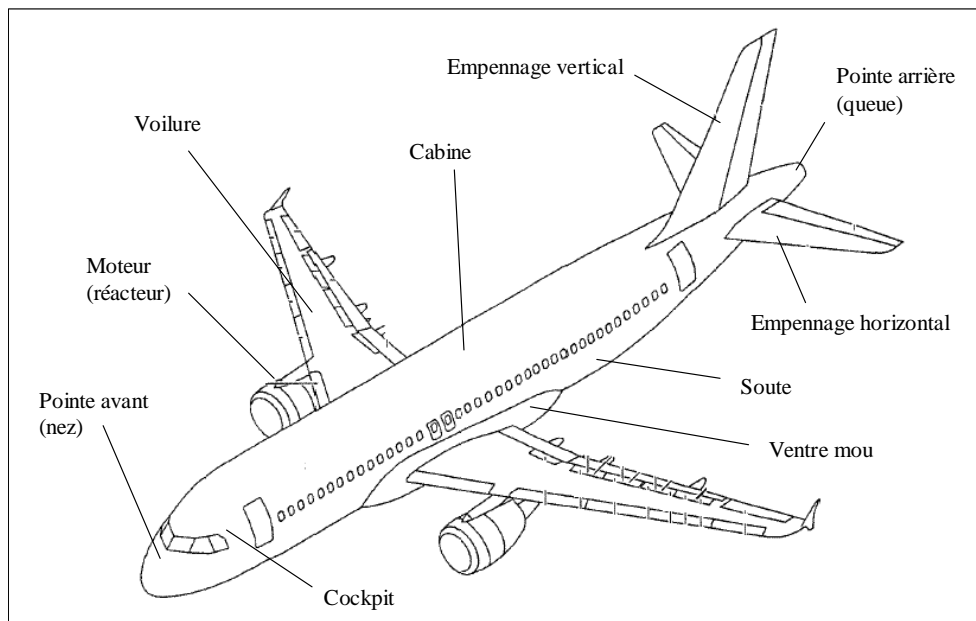


Figure A.1 : Dénominations générales des diverses zones de l'avion (source : SDN A320).

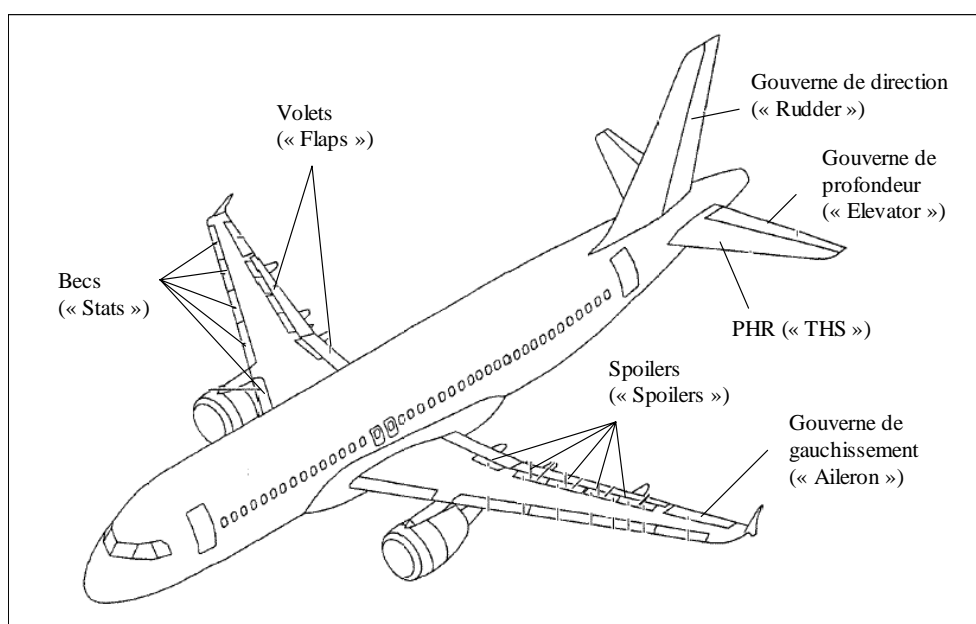


Figure A.2 : Dénominations des surfaces de commande de vol (source : SDN A320).

Les commandes de vol autorisent les déplacements de l'avion suivant les trois axes, en contrôlant :

- le tangage (« pitch axis ») : grâce aux gouvernes de profondeur (« Elevators »), et, dans une faible mesure, au plan horizontal réglable : PHR (« Trimmable Horizontal Stabilizer : THS ») ;
- le roulis (« roll axis ») : grâce aux gouvernes de gauchissement (« Ailerons »), et, dans une faible mesure, aux aérofreins (« Spoilers ») ;
- le lacet (« yaw axis ») : grâce à la gouverne de direction (« Rudder »).

Précisons qu'en plus de leur impact sur le roulis, les aérofreins permettent aussi d'accélérer la descente de l'avion. Après l'atterrissage, ils sont également utilisés pour plaquer l'avion au sol et éviter les rebonds sur la piste.

Toutes ces gouvernes constituent les commandes de vol dites primaires. On les distingue des commandes de vol secondaires, qui sont les volets (« Flaps ») et les becs (« Slats »). Ceux-ci permettent d'augmenter la portance et/ou la traînée de l'avion lorsqu'ils sont extraits. Ils sont utilisés au décollage et à l'atterrissage.

Concernant la vitesse de l'avion, elle est usuellement exprimée en nœuds, correspondant au mile nautique, et valant 1,853 km/h, soit 0,5147 m/s.

La mission globale d'un avion est décomposée en plusieurs étapes. En partant de l'arrêt, on trouve successivement : le roulage, le décollage, la montée, la croisière, la descente, l'approche, l'atterrissage, puis le roulage.

Annexe B Le formalisme Bond Graph

Introduction du Bond Graph

Le formalisme Bond Graph, ou graphe de lien, permet de représenter un système physique sous forme de schéma. La force de ce formalisme se situe dans la représentation multidomaine qu'il procure. En effet, un système mixte faisant intervenir différents domaines physiques (électrique, mécanique...) peut être transcrit en Bond Graph en utilisant une seule et unique représentation graphique. Cette représentation unifiante est particulièrement intéressante pour réaliser des modèles de systèmes faisant intervenir plusieurs domaines physiques tels qu'un actionneur type EHA décrit au paragraphe II.5.

Un modèle réalisé en Bond Graph intervient en tant que modèle « de conception ». Il se situe à l'intermédiaire entre les modèles « de connaissance » basés sur une représentation fine des phénomènes physiques (modèles types calcul des champs...) et les modèles « comportementaux » orientés commande (modèle « boîte noire »).

Par sa représentation graphique, ce formalisme fait apparaître les transferts de puissance au sein d'un système. Il est donc particulièrement efficace pour les études énergétiques. Ce type de représentation offre également la possibilité d'évoluer graduellement pour parvenir à une certaine finesse de modélisation.

Ce formalisme met en avant le principe de la causalité qui règne dans les phénomènes physiques ; on parle parfois de Bond Graph causal. Les relations de cause à effet, graphiquement représentées dans un Bond Graph, garantissent un assemblage cohérent des éléments d'un modèle.

De par sa capacité à unifier la représentation des transferts énergétiques en dépit des franchissements de domaines, et grâce aux propriétés qui dérivent de l'analyse de la causalité, l'outil Bond Graph est devenu un des principaux supports de l'approche systémique.

Description du Bond Graph causal

Le Bond Graph illustre les transferts de puissance dans un système par des demi-flèches. Pour ce faire, il fait appel aux variables généralisées de la physique : l'effort et le flux [XR06] [GDT00]. Elles représentent respectivement tension et courant en électricité, force et vitesse en mécanique de translation, couple et fréquence de rotation en mécanique de rotation, pression et débit en hydraulique, etc. Chaque demi-flèche véhicule les informations « effort » et « flux », dont le produit vaut la puissance transférée. La Figure B.1 montre une liaison Bond Graph entre deux sous-systèmes A et B. La correspondance est donnée dans le cas de systèmes électrique et mécanique. Dans cet exemple, le sens de la demi-flèche indique que la puissance échangée est positive lorsque le sous-système A transmet une puissance au sous-système B.

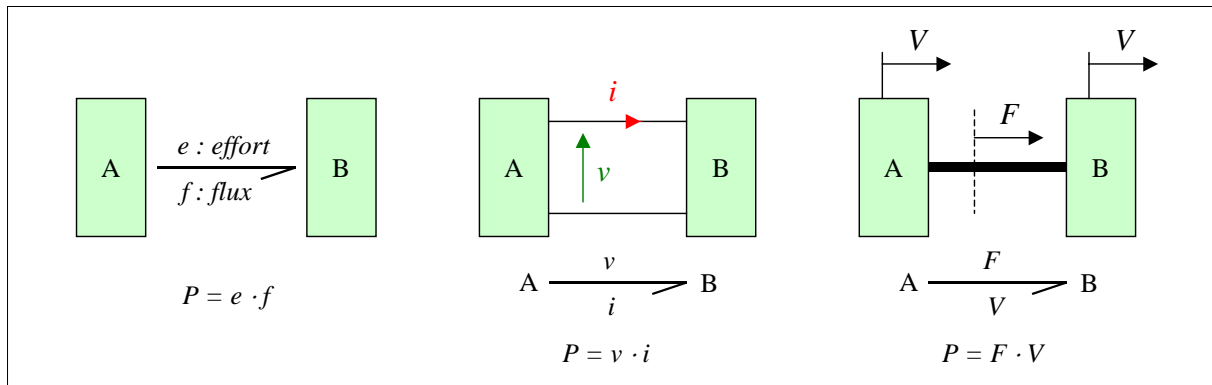


Figure B.1 : Représentation des transferts de puissance en Bond Graph.

Les variables généralisées de puissance (e et f) sont complétées par les variables généralisées d'énergie : le moment p (intégrale de l'effort par rapport au temps) et le déplacement q (intégrale du flux par rapport au temps).

Les éléments constituant le schéma sont de plusieurs types. On distingue les éléments passifs des éléments actifs.

Les trois éléments passifs de base sont : « R », « I » et « C ». Chacun d'entre eux possède évidemment une réalité physique dans chaque domaine. L'élément « R » traduit une résistance en électricité, un coefficient de frottement en mécanique, une résistance (ou conductance inverse) en hydraulique, etc. L'élément « C » traduit une capacité électrique, une raideur mécanique ou hydraulique, etc. Quant à l'élément « I », il représente l'inductance en électricité, la masse ou l'inertie en mécanique, etc. La Figure B.2 illustre les relations entre les variables généralisées en passant par ces trois éléments passifs.

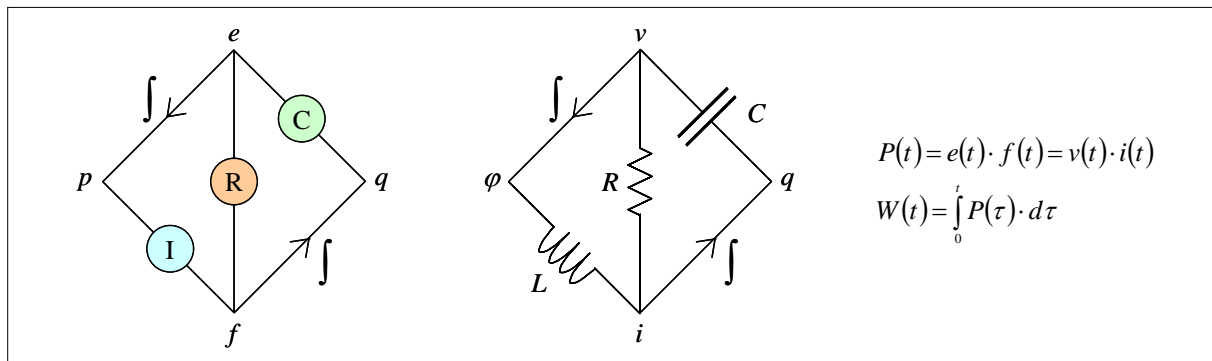


Figure B.2 : Tétraèdre de PAYNTER et correspondance dans le domaine électrique.

Les éléments actifs sont les sources d'effort « S_e » et de flux « S_f ». Ces sources imposent respectivement l'effort et le flux quelle que soit l'influence extérieure. Le Tableau B.1 récapitule les différents éléments actifs et passifs avec leurs principales caractéristiques.

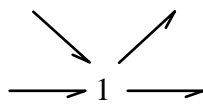
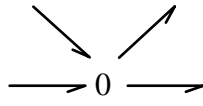
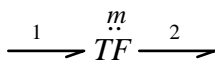
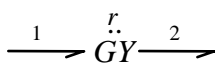
Tableau B.1 : Eléments de base du Bond Graph.

Eléments	Symboles	Lois génériques	Exemples
Eléments actifs	$S_e \longrightarrow$	e indépendant de f	Générateur idéal de tension, pesanteur, pression atmosphérique.
	$S_f \longrightarrow$	f indépendant de e	Générateur idéal de courant, pompe.
Eléments passifs	$\longrightarrow R$	$e = R \cdot f$	Résistance électrique, frottement, amortisseur, restriction hydraulique.
	$\longrightarrow I$	$e = I \cdot df/dt$	Inductance, inertie, masse.
	$\longrightarrow C$	$f = C \cdot de/dt$	Condensateur, ressort, réservoir.

Un Bond Graph peut comprendre plusieurs jonctions afin de coupler les éléments précédemment présentés. Celles-ci sont conservatives en puissance. Deux types de jonction sont définis : les jonctions « 1 » sont dites « équi-flux » ou « iso-flux » et les jonctions « 0 » sont dites « équi-effort » ou « iso-effort ».

Deux autres jonctions plus particulières sont également utilisées : « TF » (Transformateur) qui transforme les variables effort d'une part, et flux d'autre part ; et « GY » (GYrateur) qui transforme les variables effort et flux en les croisant. Le Tableau B.2 présente le symbole et la loi générique de chaque type de jonction.

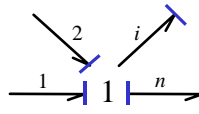
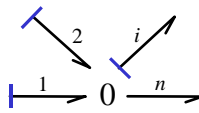
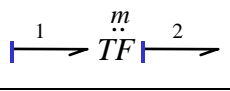
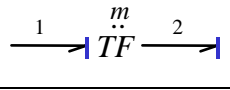
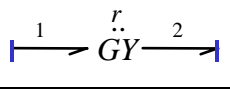
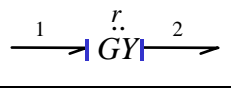
Tableau B.2 : Eléments de jonction des Bond Graph.

Eléments	Symboles	Lois génériques	Exemples
Jonctions		$f_1 = f_2 = \dots = f_n$ $\sum_{i=1}^n e_i = 0$	Couplage en parallèle en mécanique, en série en électrique et hydraulique.
		$e_1 = e_2 = \dots = e_n$ $\sum_{i=1}^n f_i = 0$	Couplage en série en mécanique, en parallèle en électrique et hydraulique.
		$e_1 = m \cdot e_2$ $f_2 = m \cdot f_1$	Transformateur électrique, levier, réducteur mécanique, couplage de systèmes physiques (conversion électrochimique).
		$e_1 = r \cdot f_2$ $e_2 = r \cdot f_1$	Couplage de systèmes physiques (conversion électromécanique).

Enfin, la causalité est une propriété essentielle du Bond Graph. Elle permet de définir les relations de cause à effet entre deux éléments. Elle est marquée sur le schéma par un « trait causal » placé près de l'élément auquel l'effort est imposé. Le Tableau B.3 donne les règles d'affectation de la causalité pour chaque élément d'un Bond Graph.

Dans un système physique, la causalité est toujours sous forme « intégrale » et non « dérivée » afin d'être compatible avec la temporalité de la relation de cause à effet.

Tableau B.3 : Règles d'affectation de la causalité dans un Bond Graph.

Eléments	Causalités	Symboles	Lois génériques
Eléments actifs	obligatoire	$Se \longrightarrow $	e imposé par Se
		$Sf \longrightarrow$	f imposé par Sf
Eléments passifs	intégrale	$\longrightarrow I$	$f = 1/I \cdot \int e \cdot dt$
		$ \longrightarrow C$	$e = 1/C \cdot \int f \cdot dt$
	dérivée	$ \longrightarrow I$	$e = I \cdot df/dt$
		$\longrightarrow C$	$f = C \cdot de/dt$
	contextuelle (cas linéaire) ou non (cas non-linéaire)	$ \longrightarrow R$	$e = R \cdot f$
		$\longrightarrow R$	$f = 1/R \cdot e$
Jonctions	restriction de causalité		1 seul trait causal loin de la jonction 1
			1 seul trait causal près de la jonction 0
			$e_1 = m \cdot e_2$ $f_2 = m \cdot f_1$
			$e_2 = m^{-1} \cdot e_1$ $f_1 = m^{-1} \cdot f_2$
			$e_1 = r \cdot f_2$ $e_2 = r \cdot f_1$
			$f_1 = r^{-1} \cdot e_2$ $f_2 = r^{-1} \cdot e_1$

La Figure B.3 montre un exemple simple de Bond Graph d'un circuit électrique passif. Comme décrit ci-avant, chaque demi-flèche symbolise un transfert de puissance. Le trait causal en tête ou en queue de flèche indique le sens de la causalité, c'est à dire le sens d'imposition de la variable d'effort (ici la tension). Profitons de cet exemple pour remarquer que le sens de la causalité n'est absolument pas lié au sens de transfert de la puissance.



Figure B.3 : Exemple de schéma Bond Graph représentant un circuit électrique.

Modèle inverse – Synthèse bicausale

Le formalisme Bond Graph traditionnel est dit causal, car il prend en compte la causalité des phénomènes physiques. Les modèles réalisés en Bond Graph causal sont alors des modèles directs, du fait du respect de la causalité. Il est néanmoins possible d'exploiter la bicausalité dans un modèle Bond Graph, on parle alors de Bond Graph bicausal, et de modèle inverse.

Pour cela, on s'appuie sur la notion de bicausalité qui permet d'inverser le sens physique des relations de cause à effet (causalité intégrale) pour forcer la définition de l'information dans le sens souhaité par le concepteur (causalité de conception). La Figure B.4 montre la différence entre un lien causal et bicausal. Celui-ci transmet simultanément les variables d'effort et de flux de l'élément A vers l'élément B.

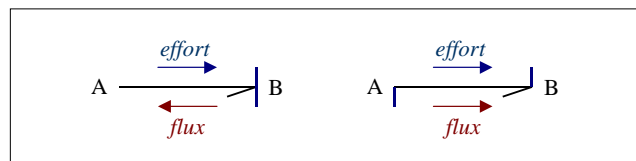


Figure B.4 : Causalité physique (lien causal) et causalité conceptuelle (lien bicausal).

La synthèse bicausale permet de construire le modèle inverse à partir du modèle direct. La structure du modèle reste inchangée, seuls les « traits » de causalité sont modifiés.

Le modèle direct, causal, renvoie la variable de flux lorsque la variable d'effort correspondante lui est imposée, ou inversement. Le modèle inverse, bicausal, peut renvoyer simultanément la variable de flux et la variable d'effort correspondante, ou imposer ces deux variables. Le Bond Graph bicausal peut s'appliquer au modèle d'actionneur décrit au paragraphe II.5 (voir l'application [PS04], [GG05] Partie 4, [GG05²], et Figure B.5). Cela permet par exemple d'obtenir simultanément les variables tension et courant aux bornes électriques de l'actionneur, à partir des variables moment et vitesse sur la gouverne. Ces données d'entrée sur la gouverne doivent alors être connues, et prennent donc déjà en compte la dynamique de commande du système modélisé (dans cet exemple : la commande en position de la gouverne).

Avec une modélisation inverse, il n'est donc pas nécessaire de connaître la commande du système, tandis que dans une modélisation directe, la commande doit être présente, comme dans tout système réel. Ce point est un avantage marquant de cette modélisation. De plus, elle est particulièrement adaptée pour déterminer la puissance absorbée par un système, et également pour le dimensionnement en puissance d'un système. (Cf. [GN06] Chapitre 1.)

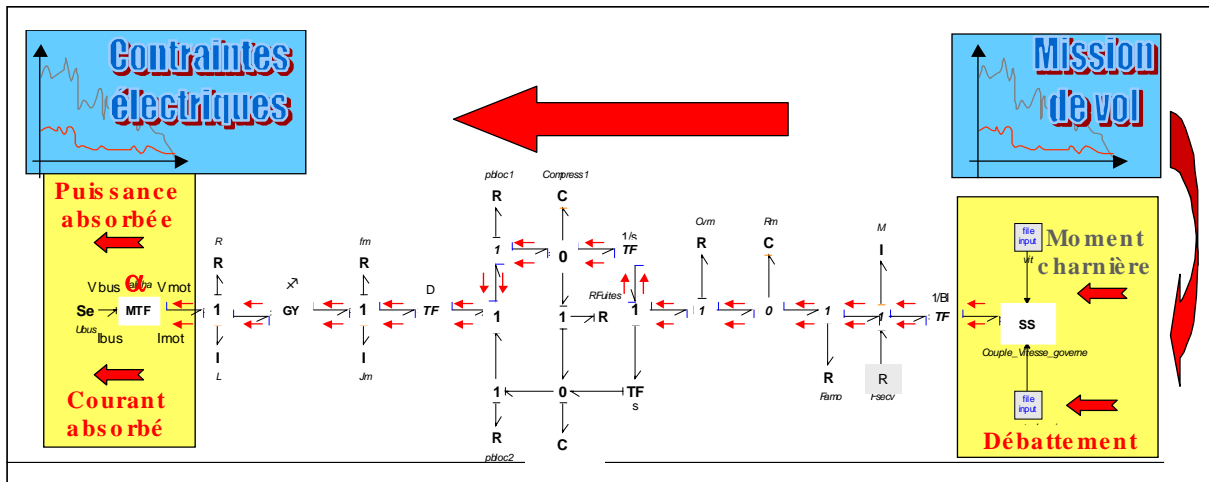


Figure B.5 : Modèle inverse d'un EHA exploitant la bicausalité [GG05²].

La Figure B.5 montre l'exemple de l'inversion d'un modèle Bond Graph d'EHA. Grâce au concept de bicausalité, il est possible, à partir de la spécification des besoins (mission de vol), de répercuter les « contraintes électriques » à l'entrée du système (courant et puissance absorbés). Ceci est obtenu en forçant le sens de la causalité de conception. Ce processus opère à partir du Bond Graph causal initial de l'EHA sans qu'il y ai besoin d'insérer les boucles de contrôle-commande.

Annexe C Redimensionnement de la RAT

Il s'agit ici de redimensionner la RAT de référence, dont les paramètres physiques sont pleinement connus, afin de réduire sa puissance spécifique et ainsi ses dimensions géométriques. La méthode de dimensionnement utilise le concept de redimensionnement par similitudes (cf. [YF00], [OLO2], [RC°6] Annexe 7).

Dans un premier temps, il est nécessaire de déterminer les nouvelles dimensions de la turbine. Ensuite viendra le calcul des nouveaux paramètres de la machine synchrone, lesquels pourront être utilisés pour calculer ceux de la machine à courant continu équivalente, avec les relations données au paragraphe II.6.3.1.

Pour les besoins de l'étude, il a été décidé d'introduire les deux paramètres de variation concernant respectivement la puissance et le rendement :

$$\alpha_P = \frac{P_{elec}}{P_{elec\,ref}} \quad (C.1)$$

$$\alpha_\eta = \frac{\eta}{\eta_{ref}} \quad (C.2)$$

D'une manière générale, un paramètre de variation concernant une variable quelconque s'exprime par le rapport de la nouvelle variable sur la variable de référence. Les différents éléments constitutifs de la RAT s'exprimeront en fonction des éléments de référence ainsi que de ces paramètres de variation.

Rappel des hypothèses de haut niveau :

- Les dimensions géométriques restent proportionnelles à celles d'origines.
- La voilure garde les mêmes caractéristiques aérodynamiques, et ainsi la même courbe du coefficient de puissance $c_p(\lambda, \vartheta)$. Cela suppose également que les grandeurs λ et ϑ conservent les mêmes plages de variation (et donc que le produit $R_T \cdot \Omega_T$ est conservé).
- La variation du rendement implique une variation des différentes pertes en respectant leurs proportions. Le ratio entre les différentes pertes reste donc constant. Ainsi, si les pertes par frottements représentaient 40 % des pertes totales par exemple, elles représenteront également 40 % dans la nouvelle RAT.
- Les tensions en sortie du générateur conservent les mêmes caractéristiques d'amplitude et de fréquence que le générateur d'origine.

C.1 La turbine

Les paramètres de la nouvelle voilure doivent être exprimés en fonction de la voilure de référence grâce à des relations de similitude. Les paramètres de variation α_{RT} et α_{LT} , qui sont des grandeurs réduites par rapport aux dimensions géométriques de la turbine de référence, sont introduits :

$$\alpha_{RT} = R_T / R_{Tref} \quad (C.3)$$

$$\alpha_{LT} = L_{Tm} / L_{Tmref} \quad (C.4)$$

Où α_{RT} s'applique aux dimensions transversales de la turbine, telle que le rayon, et α_{LT} s'applique aux dimensions longitudinales, telle que la longueur du moyeu de la turbine. La Figure C.1 et la Figure C.2 montrent les approximations réalisées sur les volumes de la turbine, dans le but de simplifier le redimensionnement.

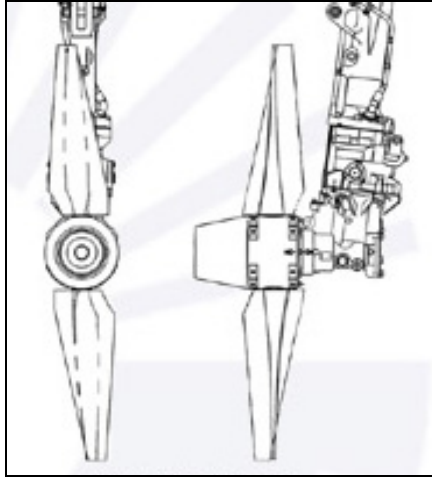


Figure C.1 : Schéma de la turbine RAT sur SA [HS].

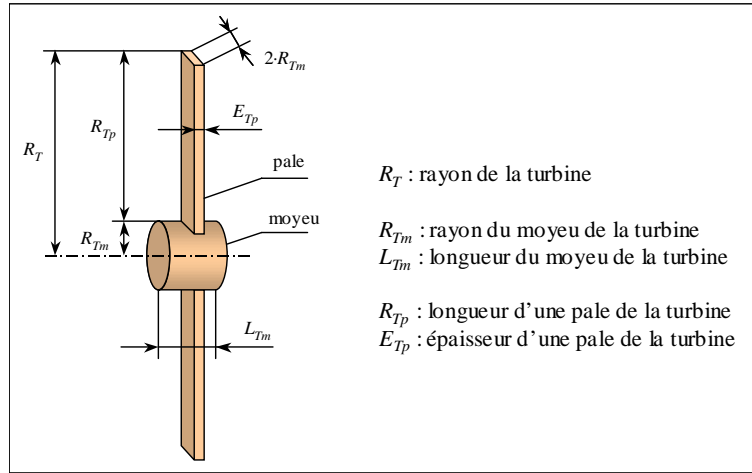


Figure C.2 : Déformations géométriques réalisées pour l'estimation de l'inertie de la turbine.

Puisque le coefficient de puissance $c_p(\lambda, \vartheta)$ est supposé inchangé, les proportions géométriques de la turbine sont supposées conservées (rapport rayon/longueur invariant). Cela implique l'égalité des paramètres de variation géométriques α_{RT} et α_{LT} , que l'on renomme simplement α_T .

C.1.1 Dimensionnement de la turbine

Dimensions géométriques

La puissance dimensionnante de la voilure est la puissance mécanique, donnée par l'expression :

$$P_{mec} = P_{elec} / \eta \quad (C.5)$$

Il est possible de montrer que le rapport des puissances mécaniques diffère de celui des puissances électriques, tel que :

$$\frac{P_{mec}}{P_{mecref}} = \frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \quad (C.6)$$

D'autre part, sachant que la puissance éolienne récupérable par l'aérogénérateur⁴⁰ est donnée par l'équation (II.31), le rapport des puissances mécaniques vaut également :

$$\frac{P_{mec}}{P_{mec\,ref}} = \frac{1/2 \cdot \rho \cdot S_T \cdot v_T^3 \cdot c_p}{1/2 \cdot \rho \cdot S_{T\,ref} \cdot v_T^3 \cdot c_p} = \frac{R_T^2}{R_{T\,ref}^2} = \alpha_{RT}^2 = \alpha_T^2 \quad (C.7)$$

Le paramètre de variation géométrique de la turbine s'exprime alors en fonction de la variation de puissance désirée :

$$\alpha_T = \alpha_{RT} = \sqrt{\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta}} \quad (C.8)$$

Sachant que le rayon de la nouvelle turbine s'exprime à partir de la relation (C.3), le rayon de la nouvelle turbine vaut :

$$R_T = \sqrt{\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta}} \cdot R_{T\,ref} \quad (C.9)$$

Variables mécaniques vitesse de rotation et couple

Le coefficient de vitesse réduite tel qu'exprimé équation (II.33) fait intervenir le rayon, la vitesse de rotation et la vitesse de l'air sur la turbine. En conservant la valeur de ce coefficient ainsi que la vitesse de l'air, la vitesse de rotation devient :

$$\Omega_T = \frac{\lambda \cdot v_T}{R_T} = \frac{\lambda \cdot v_T}{\alpha_{RT} \cdot R_{T\,ref}} = \frac{1}{\alpha_{RT}} \cdot \Omega_{T\,ref} \quad (C.10)$$

$$\text{soit } \Omega_T = \sqrt{\frac{\alpha_\eta}{\alpha_P}} \cdot \Omega_{T\,ref} \quad (C.11)$$

Le couple éolien de l'équation (II.35) donne naissance au couple mécanique sur l'arbre de la turbine⁴¹. Par ailleurs, la surface balayée par la turbine est donnée par l'équation (II.32). Les caractéristiques aérodynamiques étant conservées, il est possible de montrer que le couple est proportionnel au cube du rayon, ce qui implique :

$$C_{mecT} = \alpha_{RT}^3 \cdot C_{mecT\,ref} \quad (C.12)$$

$$\text{soit } C_{mecT} = \left(\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot C_{mecT\,ref} \quad (C.13)$$

En résumé, si l'on réduit le rayon de la turbine éolienne, cela à l'impact suivant sur les variables mécaniques :

- la puissance est réduite dans le carré du rayon ;
- le couple est réduit selon le cube du rayon ;
- la vitesse augmente proportionnellement au rayon.

⁴⁰ En régime statique, la puissance éolienne récupérable $P_{éol}$ est égale à la puissance mécanique P_{mec} sur l'arbre de la turbine.

⁴¹ En régime statique, le couple éolien récupérable $C_{éol}$ est égal au couple mécanique C_{mec} sur l'arbre de la turbine.

C.1.2 Paramètres mécaniques

Les paramètres mécaniques sont connus pour l'ensemble de la RAT (turbine, multiplicateur et générateur), mais les valeurs des paramètres séparées ne sont pas disponibles. En effet, seules les valeurs de l'inertie totale J_{totT} et des frottements visqueux totaux f_{totT} ramenés au niveau de la turbine sont connus. Les nouvelles valeurs d'inerties et de frottements seront donc elles aussi regroupées dans deux uniques paramètres.

Moment d'inertie

Pour déterminer l'inertie, il est indispensable de séparer les différents éléments constitutifs de la RAT, car ils possèdent une géométrie différente, ce qui peut faire évoluer leurs inerties dans différentes proportions. Seront distinguées les inerties des pales de la turbine, du moyeu de la turbine, du multiplicateur, et enfin du générateur.

L'inertie des pales de la turbine peut être calculée par l'expression suivante, en faisant apparaître la masse d'une pale m_{Tp} :

$$J_{Tp} = 2 \times \left[\frac{m_{Tp}}{12} \cdot E_{Tp}^2 + \frac{m_{Tp}}{3} \cdot (R_{Tp}^2 + 3 \cdot R_{Tm} \cdot R_{Tp} + 3 \cdot R_{Tm}^2) \right] \quad (C.14)$$

La masse d'une pale m_{Tp} s'exprime par le produit de sa masse volumique et son volume. Sa relation de similitude est donc la suivante :

$$m_{Tp} = \alpha_{RT}^2 \cdot \alpha_{LT} \cdot m_{Tp\,ref} \quad (C.15)$$

Dans l'expression (C.14) de l'inertie J_{Tp} , le premier terme est négligeable compte tenu de la faible épaisseur des pales E_{Tp} . L'ensemble des dimensions évoluant dans la même proportion, la relation de similitude sur cette inertie est donc :

$$J_{Tp} = (\alpha_{RT}^2 \cdot \alpha_{LT}) \cdot (\alpha_{RT}^2) \cdot J_{Tp\,ref} = \alpha_{RT}^4 \cdot \alpha_{LT} \cdot J_{Tp\,ref} \quad (C.16)$$

La même démarche est adoptée à propos de l'inertie du moyeu de la turbine. Elle s'exprime par :

$$J_{Tm} = \frac{1}{2} \cdot m_{Tm} \cdot R_{Tm}^2 \quad (C.17)$$

Où m_{Tm} est la masse du moyeu, et a la même relation de similitude que la masse des pales (C.15)⁴². Il est possible de montrer que la relation concernant l'inertie du moyeu J_{Tm} est identique à celle des pales J_{Tp} .

Concernant le multiplicateur et le générateur, leurs inerties peuvent s'exprimer de la même manière que la précédente J_{Tm} puisqu'il s'agit de cylindres en rotation sur leur axe.

Finalement, sans grandes approximations calculatoires, la relation de similitude sur l'inertie totale vue de la turbine s'écrit comme suit :

$$J_{totT} = \alpha_{RT}^4 \cdot \alpha_{LT} \cdot J_{totT\,ref} = \alpha_T^5 \cdot J_{totT\,ref} \quad (C.18)$$

⁴² Cela suppose que la masse du moyeu est homogène, mais une précédente étude a montré que la relation de similitude est identique pour une masse non homogène (moyeu creux par exemple) [OL02].

$$\text{soit } J_{totT} = \left(\frac{\alpha_p}{\alpha_\eta} \right)^{\frac{5}{2}} \cdot J_{totTref} \quad (\text{C.19})$$

Dans le cas où l'épaisseur des pales serait considérée invariante quelles que soient les autres dimensions de la turbine, la relation de similitude de l'inertie des pales serait différente. L'inertie globale de la turbine serait supérieure à celle calculée ici. D'une manière défavorable, nous effectuons l'hypothèse permettant d'obtenir l'inertie la plus faible avec la diminution des dimensions. Cela conduit à négliger la masse des pales par rapport à celle du moyeu. Dans ce cas, la relation de similitude sur l'inertie totale est identique à celle évoquée ici.

Coefficient de frottements visqueux

Les frottements sont calculés en respectant la proportion des pertes qu'ils engendrent. Les pertes par frottements sont proportionnelles aux pertes totales dans la RAT :

$$P_{f_{totT}} = k_{f_{totT}} \cdot (P_{mec} - P_{elec}) \quad (\text{C.20})$$

En utilisant la relation entre les puissances mécaniques et électriques (C.5), on montre que ces pertes s'expriment :

$$P_{f_{totT}} = \left[k_{f_{totT}} \cdot P_{elec_{ref}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_{ref}} - 1 \right) \right] \cdot \frac{\alpha_p}{\alpha_\eta} \cdot \frac{1-\eta}{1-\eta_{ref}} = P_{f_{totTref}} \cdot \frac{\alpha_p}{\alpha_\eta} \cdot \frac{1-\eta}{1-\eta_{ref}} \quad (\text{C.21})$$

Ces mêmes pertes s'expriment en fonction du coefficient de frottements par la formule :

$$P_{f_{totT}} = f_{totT} \cdot \Omega_T^2 \quad (\text{C.22})$$

Avec la relation de similitude sur la vitesse (C.10) ou (C.11), le coefficient de frottements s'écrit :

$$f_{totT} = \alpha_T^4 \cdot \frac{1-\eta}{1-\eta_{ref}} \cdot f_{totTref} \quad (\text{C.23})$$

$$\text{soit } f_{totT} = \left(\frac{\alpha_p}{\alpha_\eta} \right)^2 \cdot \frac{1-\eta}{1-\eta_{ref}} \cdot f_{totTref} \quad (\text{C.24})$$

Coefficient de frottements supplémentaire

Ce coefficient est propre au modèle Bond Graph. Il tient compte des pertes supplémentaires en charge p_{suppl} , regroupées au niveau du couple électromagnétique ramené sur l'arbre de la turbine. Son expression est donc :

$$f_{suppl} = \frac{C_{emT}^2}{P_{suppl}} \quad (\text{C.25})$$

Le couple électromagnétique est difficile à exprimer. Pour simplifier, on considère la puissance électromagnétique égale à la puissance électrique en sortie de la machine, d'où⁴³ :

$$C_{emT} = \frac{P_{em}}{\Omega_T} \cong \frac{P_{elec}}{\Omega_T} \quad (C.26)$$

Tout comme pour les frottements $f_{tot T}$, les pertes sont supposées proportionnelles aux pertes totales, ce qui conduit à la même expression que pour les frottements (C.21). On montre que le coefficient de frottements supplémentaire s'écrit donc :

$$f_{suppl} = \alpha_P^2 \cdot \frac{1 - \eta_{ref}}{1 - \eta} \cdot f_{suppl ref} \quad (C.27)$$

C.2 La machine électrique

La machine de référence est un alternateur synchrone à rotor bobiné. Sa représentation géométrique simpliste est donnée en Figure C.3.

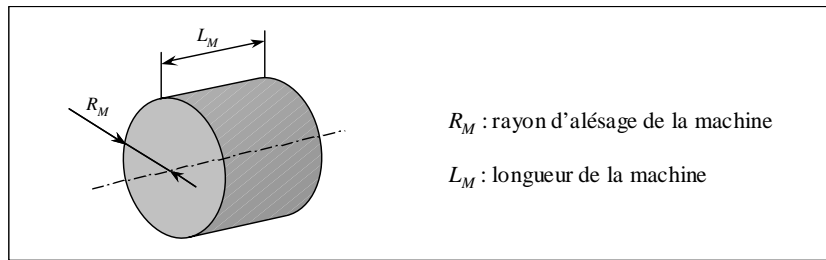


Figure C.3 : Dimensions de la machine.

Comme pour la turbine, les paramètres de variation géométriques sont définis tels que :

$$\alpha_{RM} = R_M / R_{M ref} \quad (C.28)$$

$$\alpha_{LM} = L_M / L_{M ref} \quad (C.29)$$

Là encore, la conservation des proportions géométriques (rapport rayon/longueur invariant) implique l'égalité de ces paramètres de variation, que l'on renomment simplement α_M .

C.2.1 Dimensionnement de la machine et du multiplicateur

L'élément dimensionnant d'une machine électrique est le couple, et non pas la puissance. Il est proportionnel à son volume. Le couple d'une machine dont on aurait changé les dimensions géométriques s'exprime alors, en fonction de celui de la machine de référence, par :

$$C_{mecM} = \alpha_{RM}^2 \cdot \alpha_{LM} \cdot C_{mecM ref} = \alpha_M^3 \cdot C_{mecM ref} \quad (C.30)$$

⁴³ En réalité, il s'agit de la vitesse de rotation turbine Ω_T' , mais nous admettons également que $\Omega_T' \cong \Omega_T$.

Le rapport des couples des deux machines suit la même loi cubique que celui des deux turbines. Mais cela ne signifie pas que le paramètre de variation géométrique machine α_M est égal au paramètre de variation turbine α_T .

En effet, la pulsation électrique de la machine est conservée, soit $\omega = \omega_{ref}$. C'est donc le rapport de multiplication r_m qui va changer de valeur, et éventuellement le nombre de paires de pôles n_p , sachant que :

$$\omega = n_p \cdot \Omega_M \quad (C.31)$$

$$\text{alors } \Omega_M = \frac{n_{p ref}}{n_p} \cdot \Omega_{M ref} \quad (C.32)$$

Et puisque la relation (C.10) s'applique sur la vitesse de rotation turbine, et que la vitesse de rotation machine est liée à cette dernière par la relation :

$$\Omega_M = r_m \cdot \Omega_T \quad (C.33)$$

La relation de similitude sur le rapport de multiplication fait intervenir le rapport du nombre de paires de pôles :

$$r_m = \alpha_{RT} \cdot \frac{n_{p ref}}{n_p} \cdot r_{m ref} \quad (C.34)$$

$$\text{soit } r_m = \sqrt{\frac{\alpha_p}{\alpha_\eta}} \cdot \frac{n_{p ref}}{n_p} \cdot r_{m ref} \quad (C.35)$$

En négligeant les frottements, la relation liant le couple machine au couple turbine s'écrit aussi :

$$C_{mec M} = \frac{1}{r_m} \cdot C_{mec T} \quad (C.36)$$

Cela introduit les relations de similitude sur le couple mécanique de la machine suivantes, en utilisant les expressions (C.12) et (C.13) de $C_{mec T}$:

$$C_{mec M} = \alpha_{RT}^2 \cdot \frac{n_p}{n_{p ref}} \cdot C_{mec M ref} \quad (C.37)$$

$$\text{soit } C_{mec M} = \frac{\alpha_p}{\alpha_\eta} \cdot \frac{n_p}{n_{p ref}} \cdot C_{mec M ref} \quad (C.38)$$

Note : en conservant le nombre de paires de pôles, cela implique $\Omega_M = \Omega_{M ref}$. Cependant, ce choix n'est pas judicieux, car cela revient à avoir une diminution du couple proportionnelle à la diminution de puissance. En diminuant le nombre de pôles, le couple est plus faible, ce qui permet de gagner en masse. En contrepartie, la vitesse de rotation Ω_M augmente. En pratique, il faudra choisir un rapport de multiplication raisonnable, proche de celui d'origine. Le nombre de pôles permettra de déterminer de manière discrète le meilleur compromis couple/vitesse.

En comparant ces dernières expressions du couple machine avec celle déterminée un peu plus haut (C.30), il vient :

$$\alpha_M = \left(\alpha_{RT}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(\frac{n_p}{n_{p\text{ref}}}\right)^{\frac{1}{3}} \quad (\text{C.39})$$

$$\text{soit } \alpha_M = \sqrt[3]{\frac{\alpha_p \cdot n_p}{\alpha_\eta \cdot n_{p\text{ref}}}} \quad (\text{C.40})$$

Le rapport de similitude sur les dimensions de la machine (C.40) n'est donc pas égal à celui de la turbine (C.8).

Angle de calage des pales

Du point de vu électrique, le choix a été fait de conserver la même fréquence f . Le couplage/découplage de la machine au réseau s'effectue donc toujours pour les mêmes fréquences. En changeant les dimensions de la RAT, la vitesse de rotation turbine Ω_T varie nécessairement, tandis que la fréquence électrique f reste fixe. Par conséquent, les couplages et découplages de la RAT au réseau électrique n'interviennent plus pour les mêmes vitesses de rotation turbine.

Pour pouvoir conserver les caractéristiques $c_p(\lambda, \mathcal{G})$, il faut garder l'angle de calage des pales, soit $\mathcal{G} = \mathcal{G}_{ref}$.

Il est alors nécessaire de modifier le rapport entre l'angle \mathcal{G} et la vitesse de rotation Ω_T . Cela permet de rester cohérent vis-à-vis des ordres de couplage et découplage de la RAT au réseau électrique, en liaison avec la butée mécanique de l'angle $\mathcal{G} = \mathcal{G}_{min} = \mathcal{G}_{min\text{ref}} = \mathcal{G}_{butée}$. Cela évite en particulier que le découplage au réseau se produise sans que la butée de l'angle de calage soit atteinte. En effet, en gardant le rapport de référence entre \mathcal{G} et Ω_T , il pourrait se produire des découplages de la RAT au réseau alors que la butée de l'angle n'est pas atteinte.

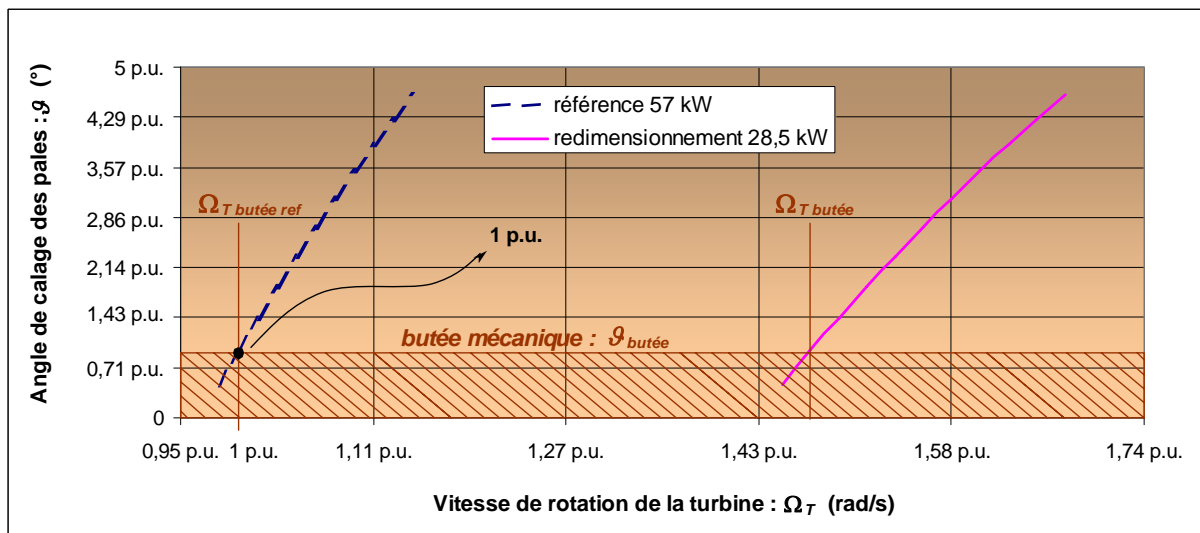


Figure C.4 : Caractéristiques $\mathcal{G}(\Omega_T)$ pour la turbine de référence (RAT 57 kW) et la turbine redimensionnée à demi-puissance.

La Figure C.4 montre les relations entre l'angle de calage des pales et la vitesse de rotation de la turbine. La vitesse de rotation entraînant la butée à $\mathcal{G}_{butée}$ est augmentée de sorte que (conformément à (C.10)) :

$$\Omega_{T\ butée} = \frac{1}{\alpha_{RT}} \cdot \Omega_{T\ butée\ ref} \quad (C.41)$$

En fait, puisque l'angle est conservé, seule l'échelle des vitesses est modifiée, en suivant cette même loi pour l'ensemble des vitesses (équation (C.10)).

Dans le modèle de turbine en Bond Graph, l'angle peut donc être calculé en fonction de $\Omega_{T\ ref}$ comme pour la RAT de référence, mais en prenant soin de recalculer sa valeur en fonction de la vitesse de la nouvelle RAT :

$$\Omega_{T\ ref} = \alpha_{RT} \cdot \Omega_T \quad (C.42)$$

C.2.2 Circuit statorique

Flux à vide

L'expression générale du flux par pôle dans la machine synchrone est la suivante :

$$\Phi_{ex} = B \cdot S_p \quad (C.43)$$

Où B est le champ magnétique (induction) dans l'entrefer, et est considéré constant. S_p est la surface d'un pôle, et a pour expression approximative :

$$S_p = \frac{2\pi \cdot R_M}{3 \cdot 2n_p} \cdot L_M \quad (C.44)$$

On montre alors que cette surface s'exprime en fonction des paramètres de variation comme suit :

$$S_p = \alpha_{RM} \cdot \alpha_{LM} \cdot \frac{n_{p\ ref}}{n_p} \cdot S_{p\ ref} \quad (C.45)$$

D'où les expressions du flux, en prenant également en compte le nombre de spires n_s d'un enroulement du stator :

$$\Phi_{ex} = \frac{n_s}{n_{s\ ref}} \cdot \frac{n_{p\ ref}}{n_p} \cdot \alpha_{RM} \cdot \alpha_{LM} \cdot \Phi_{ex\ ref} \quad (C.46)$$

$$\text{soit } \Phi_{ex} = \frac{n_s}{n_{s\ ref}} \cdot \sqrt[3]{\frac{n_{p\ ref}}{n_p}} \cdot \left(\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \Phi_{ex\ ref} \quad (C.47)$$

Force électromotrice

La valeur efficace de chacune des f.e.m. de la machine synchrone est donnée par l'expression :

$$E_s = n_p \cdot \Omega_M \cdot \Phi_{ex} \quad (C.48)$$

Avec les expressions de la vitesse de rotation et du flux précédemment définies, les lois de similitude sur les f.e.m. sont :

$$E_s = \frac{n_s}{n_{s\,ref}} \cdot \frac{n_{p\,ref}}{n_p} \cdot \alpha_{RM} \cdot \alpha_{LM} \cdot E_{s\,ref} \quad (C.49)$$

$$\text{soit } E_s = \frac{n_s}{n_{s\,ref}} \cdot \sqrt[3]{\frac{n_{p\,ref}}{n_p}} \cdot \left(\frac{\alpha_p}{\alpha_\eta}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot E_{s\,ref} \quad (C.50)$$

Le rapport du nombre de spires des enroulements statoriques permet l'adaptation en tension. Dans le cas présent, il est nécessaire de conserver la tension de la machine pour obtenir le même réseau de bord. La conservation des f.e.m. est alors adoptée : $E_s = E_{s\,ref}$, ce qui entraînera des tensions aux bornes de la machine relativement identiques. Le choix du nombre de spires de la nouvelle machine doit alors être effectué, à partir de (C.50), tel que :

$$\frac{n_s}{n_{s\,ref}} = \frac{E_s}{E_{s\,ref}} \cdot \sqrt[3]{\frac{n_p}{n_{p\,ref}}} \cdot \left(\frac{\alpha_\eta}{\alpha_p}\right)^{\frac{2}{3}} \Rightarrow \frac{n_s}{n_{s\,ref}} = \sqrt[3]{\frac{n_p}{n_{p\,ref}}} \cdot \left(\frac{\alpha_\eta}{\alpha_p}\right)^{\frac{2}{3}} \quad (C.51)$$

Dans le présent cas particulier, la relation de similitude sur les f.e.m. et sur le flux est identique. Ce dernier résultat implique donc l'invariance du flux quel que soit le dimensionnement de la machine.

Courant par phase

Comme pour le calcul du coefficient de frottements des pertes supplémentaires f_{suppl} , la puissance électromagnétique est supposée très proche de la puissance électrique en sortie de machine, ce qui entraîne :

$$I_s = \frac{P_{em}}{3 \cdot E_s \cdot \cos\psi} \cong \frac{P_{elec}}{3 \cdot E_s \cdot \cos\psi} \quad (C.52)$$

La relation de similitude utilisant directement les paramètres de variation de puissance est :

$$I_s \cong \frac{n_{s\,ref}}{n_s} \cdot \sqrt[3]{\frac{n_p}{n_{p\,ref}}} \cdot \left(\frac{\alpha_\eta}{\alpha_p}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot \alpha_p \cdot I_{s\,ref} \quad (C.53)$$

Dans le cas particulier de conservation des f.e.m., cette expression se simplifie en éliminant le rapport du nombre de spires. Le courant est alors directement proportionnel à la puissance électrique de la machine.

Résistance statorique

Elle est déterminée en admettant que les pertes par effet JOULE sont proportionnelles aux pertes totales dans la RAT. Ainsi, la relation de similitude sur les pertes JOULE p_{Rs} est identique à celle des pertes par frottements mécaniques (cf. (C.21)). Sachant que ces mêmes pertes s'expriment en fonction de la résistance par :

$$p_{Rs} = 3 \cdot R_s \cdot I_s^2 \quad (C.54)$$

La relation de similitude concernant la résistance statorique a la forme assez complexe suivante :

$$R_s = \left(\frac{n_s}{n_{s\text{ref}}} \right)^2 \cdot \left(\frac{n_{p\text{ref}}}{n_p} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{1-\eta}{1-\eta_{\text{ref}}} \cdot \left(\frac{\alpha_p}{\alpha_\eta} \right)^{\frac{7}{3}} \cdot \frac{1}{\alpha_p^2} \cdot R_{s\text{ref}} \quad (\text{C.55})$$

Dans le cas particulier où la f.e.m. est conservée identique à la référence, cette expression se simplifie par élimination du nombre de spires :

$$R_s = \frac{1-\eta}{1-\eta_{\text{ref}}} \cdot \frac{1}{\alpha_\eta \cdot \alpha_p} \cdot R_{s\text{ref}} \quad (\text{C.56})$$

Inductance statorique

L'inductance statorique de la machine est calculée à partir de l'expression générale :

$$L_s = \Phi_{\text{ex}} / I_s \quad (\text{C.57})$$

L'utilisation des relations du flux et du courant précédemment calculées permet alors de tirer la loi suivante :

$$L_s = \left(\frac{n_s}{n_{s\text{ref}}} \right)^2 \cdot \left(\frac{n_{p\text{ref}}}{n_p} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(\frac{\alpha_p}{\alpha_\eta} \right)^{\frac{4}{3}} \cdot \frac{1}{\alpha_p} \cdot L_{s\text{ref}} \quad (\text{C.58})$$

Dans le cas particulier où la f.e.m. est conservée identique à la référence, cette expression se simplifie là encore par élimination du nombre de spires :

$$L_s = \frac{1}{\alpha_p} \cdot L_{s\text{ref}} \quad (\text{C.59})$$

Déphasage 'courant'/force électromotrice'

L'étude est réalisée dans l'application particulière où la machine fonctionne à $\cos \varphi = 1$, c'est à dire pour un déphasage courant/tension nul. Ceci correspond en particulier au fonctionnement de la machine avec un pont redresseur à diodes. Le cosinus de l'angle courant/f.e.m. vaut donc (cf. § II.6.3.1) :

$$\cos \psi = \sqrt{1 - \left(\frac{X_s \cdot I_s}{E_s} \right)^2} \quad (\text{C.60})$$

En utilisant les relations de similitude de L_s , I_s et E_s ci-dessus, et ayant une pulsation ω identique à la référence, il vient :

$$\cos \psi = \cos \psi_{\text{ref}} \quad (\text{C.61})$$

C.2.3 Circuit d'excitation (rotorique)

De manière à mutualiser la commande des différentes machines dimensionnées, le choix a été fait de conserver la même tension d'excitation V_{ex} , ainsi que la même

constante de temps de l'enroulement inducteur τ_{ex} . Cela introduit une contrainte sur le flux de la machine, qui doit conserver la même valeur. En effet, il s'écrit :

$$\hat{\Phi}_{ex} = L_{ex} \cdot I_{ex} = L_{ex} \cdot \frac{V_{ex}}{R_{ex}} = \tau_{ex} \cdot V_{ex} \quad (C.62)$$

Cela permet donc de conserver la même valeur du flux, conformément à ce qui a été imposé précédemment pour conserver la même valeur des tensions de la machine. En résumé, les grandeurs suivantes sont conservées :

- $E_s = E_{s\ ref}$
- $\Phi_{ex} = \Phi_{ex\ ref}$
- $V_{ex} = V_{ex\ ref}$
- $I_{ex} = I_{ex\ ref}$
- $R_{ex} = R_{ex\ ref}$
- $L_{ex} = L_{ex\ ref}$

C.3 « Feeders »

Les câbles d'alimentation (« feeders ») reliant la RAT au cœur électrique de l'avion possèdent une impédance non-négligeable. C'est pourquoi ils sont pris en compte dans l'étude, et sont ainsi soumis aux lois de redimensionnement.

Résistance « feeder »

Le paramètre dimensionnant des « feeders » est la température. La résistance d'un câble doit donc être suffisamment faible pour éviter d'engendrer des pertes menant à un échauffement excessif.

Les pertes sont supposées proportionnelles à la puissance électrique de la machine, soit :

$$P_{Rfeed} = k_{Rfeed} \cdot P_{elec} = \alpha_P \cdot P_{Rfeed\ ref} \quad (C.63)$$

Et puisque les pertes par effet JOULE s'écrivent également, pour trois câbles identiques parcourus par le même courant efficace :

$$P_{Rfeed} = 3 \cdot R_{feed} \cdot I_s^2 \quad (C.64)$$

La relation de similitude sur la résistance d'un câble s'écrit de la manière suivante :

$$R_{feed} = \left(\frac{n_s}{n_{s\ ref}} \right)^2 \cdot \left(\frac{n_{p\ ref}}{n_p} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \right)^{\frac{4}{3}} \cdot \frac{1}{\alpha_P} \cdot R_{feed\ ref} \quad (C.65)$$

Dans le cas particulier de conservation des f.e.m., la relation se simplifie en remplaçant le rapport du nombre de spires :

$$R_{feed} = \frac{1}{\alpha_P} \cdot R_{feed\ ref} \quad (C.66)$$

Inductance « feeder »

Elle est supposée uniquement proportionnelle à la longueur du câble. Puisque l'avion et l'emplacement de la RAT sont inchangés, l'inductance est invariante :

$$L_{feed} = L_{feed\ ref} \quad (C.67)$$

C.4 Conclusion

Le redimensionnement proposé ici ainsi que les paramètres qui en découlent sont assez approximatifs, mais donnent des valeurs suffisamment justes pour l'utilisation souhaitée.

Annexe D Relations de similitude sur les masses

La masse de chaque composant de la génération de secours a été estimée de manière à observer l'impact qu'a le dimensionnement de chaque source sur la masse globale. Pour estimer chaque masse, des relations de similitude ont été mises en place. Les masses d'une source ont donc été exprimées en fonction de sa puissance dimensionnante, suivant les travaux réalisés pendant la thèse [RC°8]. Cette Annexe est décomposée en deux parties. La première concerne l'étude de la masse de la RAT et la seconde l'étude de la masse du système de stockage.

D.1 Masse de la RAT

Dans cette étude de masse, le mot RAT désigne l'ensemble des appareils nécessaires au fonctionnement de cette source. Elle comprend donc la RAT seule, les « feeders » et le pont redresseur à diodes. La masse est détaillée pour ces trois groupes de composants.

D.1.1 Masse de la RAT seule

Les différents composants de la RAT ont été étudiés afin de les classer par catégorie, ou sous-groupes. Les composants d'une même catégorie suivent la même loi de similitude concernant leur masse. Neuf sous-groupes ont ainsi été répertoriés, et sont détaillés ci-dessous.

Masse de la turbine

Comme déjà exprimé lors du redimensionnement de la RAT (cf. § II.7 et Annexe C), la masse des pales m_{Tp} et la masse du moyeu m_{Tm} de la turbine respectent la relation de similitude (C.15). Dans ce cas, la masse des pales est exprimée en considérant que leur épaisseur varie proportionnellement aux autres dimensions, ce qui entraîne un bilan de masse favorable. Il est préférable de supposer l'épaisseur des pales constantes (malgré la diminution des autres dimensions) pour garantir une bonne tenue mécanique et ainsi obtenir un bilan de masse défavorable⁴⁴. Les relations de similitude adoptées sur ces deux masses sont donc :

$$m_{Tp} = \alpha_{RT}^2 \cdot m_{Tp\,ref} \quad (D.1)$$

$$m_{Tm} = \alpha_{RT}^2 \cdot \alpha_{LT} \cdot m_{Tm\,ref} \quad (D.2)$$

La masse de la turbine redimensionnée s'exprime donc en fonction de celle de la turbine d'origine, sachant que $m_T = m_{Tp} + m_{Tm}$:

$$m_T = \alpha_{RT}^2 \cdot (m_{Tp\,ref} + \alpha_{LT} \cdot m_{Tm\,ref}) \quad (D.3)$$

⁴⁴ L'écart reste assez faible avec le cas où l'épaisseur des pales varie proportionnellement, puisqu'il est de l'ordre de 2 kg, soit de l'ordre du pour-cent de la masse totale de la RAT.

Ne connaissant pas exactement la répartition des masses entre les pales et le moyeu de la turbine, nous faisons l'hypothèse que la moitié de la masse de la turbine est contenue dans les pales, et l'autre moitié contenue dans le moyeu, soit $m_{T_p ref} = m_{T_m ref} = m_{T ref} / 2$. Cette hypothèse est défavorable, car la masse des pales diminue moins avec la puissance que celle du moyeu, et les pales sont probablement plus légères que le moyeu. La masse turbine s'écrit alors :

$$m_T = \alpha_{RT}^2 \cdot \frac{1 + \alpha_{LT}}{2} \cdot m_{T ref} \quad (D.4)$$

En remplaçant les paramètres de variation géométriques par les paramètres de variation « puissance » et « rendement » définis par (C.1) et (C.2), il vient, par application de (C.8) :

$$m_T = \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \right)^2 \cdot m_{T ref} + \frac{1}{2} \cdot \frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \cdot m_{T ref} \quad (D.5)$$

Connaissant la masse de la turbine de référence, il est possible d'exprimer la masse de la turbine en fonction de la puissance de la RAT. Pour cela, il est nécessaire de faire disparaître les paramètres de variation par l'usage de leurs expressions (C.1) et (C.2). La masse s'exprime alors :

$$m_T = \left(\frac{P_{RAT}}{\eta_{RAT}} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{m_{T ref}}{\left(\frac{P_{RAT ref}}{\eta_{RAT ref}} \right)^{\frac{3}{2}}} + \left(\frac{P_{RAT}}{\eta_{RAT}} \right) \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{m_{T ref}}{\left(\frac{P_{RAT ref}}{\eta_{RAT ref}} \right)} \quad (D.6)$$

La nouvelle masse de la turbine s'exprime donc en fonction de celle de référence, de la nouvelle puissance de dimensionnement ainsi que du nouveau rendement, et par la connaissance de la puissance et du rendement de référence.

Masse du multiplicateur

Le multiplicateur de vitesse comprend également l'arbre de transmission mécanique jusqu'au générateur. Cet ensemble est constitué d'éléments cylindriques entraînés en rotation ; sa masse est donc supposée suivre la même variation que la masse du moyeu de la turbine (D.2), soit :

$$m_m = \alpha_{RT}^2 \cdot \alpha_{LT} \cdot m_{m ref} = \alpha_T^3 \cdot m_{m ref} = \left(\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot m_{m ref} \quad (D.7)$$

En revanche, il est intéressant de tenir compte du fait que cet ensemble multiplicateur-arbre doit être dimensionné pour transmettre le couple de la turbine à la machine. Les relations de similitudes établies dans l'Annexe C sur les couples sont légèrement différentes. Celle du couple sur la machine comprend la variation du nombre de paire de pôles. Il est donc préférable d'utiliser celle du couple sur la turbine, car elle constitue le cas défavorable, en faisant moins chuter le couple avec la diminution des dimensions. Le couple turbine varie proportionnellement au paramètre α_{RT} élevé au cube. En supposant les surfaces soumises aux efforts du couple proportionnelles à celui-

ci, la relation de similitude sur la masse est identique à (D.7). Nous adoptons donc cette expression.

La masse du multiplicateur s'exprime également en fonction de la puissance dimensionnante et du rendement :

$$m_m = \left(\frac{P_{RAT}}{\eta_{RAT}} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{m_{mref}}{\left(\frac{P_{RATref}}{\eta_{RATref}} \right)^{\frac{3}{2}}} = \left(\frac{P_{RAT}}{\eta_{RAT}} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (D.8)$$

Masse du support

Le support (« strut » en anglais) est le bras reliant le boîtier multiplicateur de vitesse au générateur. Il est accroché au châssis et soutient la turbine. Nous cherchons une relation de similitude sur la masse de ce bras, en s'intéressant aux efforts mécaniques qu'il subit (cf. Figure D.2).

La Figure D.3 fait apparaître très schématiquement la surface exposée à l'air due à la vitesse de l'avion. On montre que cette surface suit la relation de similitude suivante :

$$S_{Tair} = \alpha_{RT}^2 \cdot S_{Tairref} \quad (D.9)$$

Cette relation s'applique aussi pour la surface balayée par la turbine S_T . Pour une vitesse avion donnée, la pression de l'air exercée sur la surface de la turbine est constante. La force F_{air} appliquée sur le bras de la turbine est donc proportionnelle à cette surface, soit :

$$F_{air} = \alpha_{RT}^2 \cdot F_{airref} \quad (D.10)$$

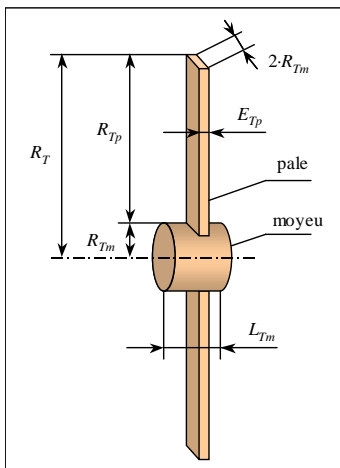


Figure D.1 :
Approximations sur les volumes constituant la turbine.

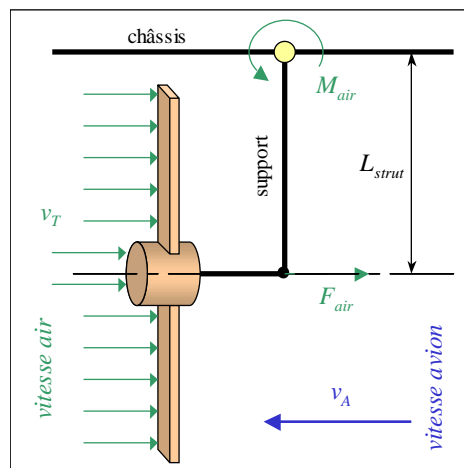


Figure D.2 : Détermination des efforts sur la structure et le châssis de la turbine.

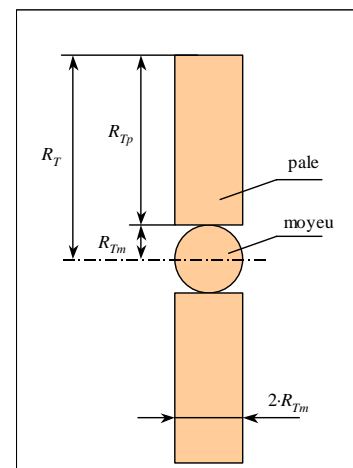


Figure D.3 : Surface de prise à l'air de la turbine considérée pour la détermination des efforts.

L'effort sur le support diminue donc en fonction du carré du rapport des dimensions de la turbine. En supposant qu'il soit dimensionné pour résister à cet effort, et que sa masse soit proportionnelle à cet effort, il vient :

$$m_{strut} = \alpha_{RT}^2 \cdot m_{strut\ ref} = \left(\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \right) \cdot m_{strut\ ref} \quad (D.11)$$

$$\text{soit } m_{strut} = \left(\frac{P_{RAT}}{\eta_{RAT}} \right) \cdot \frac{m_{strut\ ref}}{\left(\frac{P_{RAT\ ref}}{\eta_{RAT\ ref}} \right)} \quad (D.12)$$

Un dimensionnement supplémentaire de ce support a été réalisé en s'intéressant aux contraintes mécaniques en son point d'encrage. Le support est idéalisé en le considérant comme un tube creux uniforme sur sa longueur. La variation de son diamètre intérieur est supposée identique à celle de son diamètre extérieur. Cela permet d'obtenir une relation de similitude sur le diamètre extérieur en α_{RT} . Ensuite, la relation sur la masse du support s'exprime en α_{RT}^3 . Cette variation de masse est donc supérieure à celle précédemment définie (en α_{RT}^2). Nous choisissons alors de garder la relation précédente, plus défavorable dans notre cas de diminution des dimensions.

Masse du générateur

La masse du générateur, c'est à dire de la machine électrique, s'exprime là encore avec les paramètres de variation géométriques de cette machine. Rappelons que ces paramètres sont différents de ceux de la turbine, car le nombre de paires de pôles intervient. En diminuant les dimensions la puissance de la machine, le nombre de pôles est revu à la baisse, ce qui permet une diminution d'autant plus importante du couple, et ainsi de la masse :

$$m_M = \alpha_{RM}^2 \cdot \alpha_{LM} \cdot m_{M\ ref} = \alpha_M^3 \cdot m_{M\ ref} = \alpha_T^2 \cdot \frac{n_p}{n_{p\ ref}} \cdot m_{M\ ref} = \frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \cdot \frac{n_p}{n_{p\ ref}} \cdot m_{M\ ref} \quad (D.13)$$

$$\text{soit } m_M = \frac{P_{RAT}}{\eta_{RAT}} \cdot \frac{n_p}{n_{p\ ref}} \cdot \frac{m_{M\ ref}}{\frac{P_{RAT\ ref}}{\eta_{RAT\ ref}}} \quad (D.14)$$

Dans la plage de variation de puissance qui nous intéresse (de -20 à -50 %), nous avons remarqué qu'un nombre de paires de pôles diminué d'une unité était plus avantageux que le nombre original.

Masse du châssis

Afin d'estimer la masse du châssis et des fixations de RAT, il est possible de s'intéresser aux efforts appliqués sur la structure portant la turbine (cf. Figure D.2). Le moment de charnière appliqué sur la structure s'exprime comme suit :

$$M_{air} = F_{air} \cdot L_{strut} \quad (D.15)$$

Où L_{strut} est la longueur du bras (support « strut ») reliant la turbine au châssis. Cette grandeur est supposée proportionnelle au rayon de la turbine, d'où :

$$M_{air} = \left(\alpha_{RT}^2 \cdot F_{air\ ref} \right) \cdot \left(\alpha_{RT} \cdot L_{strut} \right) = \alpha_{RT}^3 \cdot M_{air\ ref} \quad (D.16)$$

L'effort sur le châssis diminue donc en fonction du cube du rapport des dimensions. Nous supposons enfin que le poids de la turbine, du multiplicateur-bras et du générateur est négligeable par rapport à la force de l'air. Cela signifie que le châssis est uniquement dimensionné à l'égard de cette force, indépendamment de la masse des composants qu'elle supporte. Puisque la masse de la structure est proportionnelle aux efforts qu'elle subit, il vient :

$$m_{\text{châssis}} = \alpha_{RT}^3 \cdot m_{\text{châssis ref}} = \left(\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot m_{\text{châssis ref}} \quad (\text{D.17})$$

$$\text{soit } m_{\text{châssis}} = \left(\frac{P_{RAT}}{\eta_{RAT}} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{m_{\text{châssis ref}}}{\left(\frac{P_{RAT ref}}{\eta_{RAT ref}} \right)^{\frac{3}{2}}} \quad (\text{D.18})$$

Masse des actionneurs

Les actionneurs sont supposés suivre la même loi de variation que le châssis et les autres supports car ils doivent les déplacer :

$$m_{\text{acti}} = \alpha_{RT}^3 \cdot m_{\text{acti ref}} = \left(\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot m_{\text{acti ref}} \quad (\text{D.19})$$

$$\text{soit } m_{\text{acti}} = \left(\frac{P_{RAT}}{\eta_{RAT}} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{m_{\text{acti ref}}}{\left(\frac{P_{RAT ref}}{\eta_{RAT ref}} \right)^{\frac{3}{2}}} \quad (\text{D.20})$$

Masse du panneau contrôle

Ce panneau (« stow panel ») permet principalement de commander la rétraction de la RAT au sol. Compte tenu de l'absence de puissance transitant par ce panneau, nous choisissons de ne pas faire varier la masse du panneau en fonction de la puissance de la RAT :

$$m_{\text{ctrl}} = m_{\text{ctrl ref}} \quad (\text{D.21})$$

Masse du calculateur GCU

En observant les masses des GCU de secours des divers avion Airbus, il est possible de conclure que la puissance a peu d'impact sur la masse de ce système. Nous admettons :

$$m_{\text{GCU}} = m_{\text{GCU ref}} \quad (\text{D.22})$$

Masse des divers éléments restants

Pour simplifier, et par leur faible impact, les divers éléments restants, tels que la connectique électrique et l'huile, sont supposés proportionnels à la puissance, d'où :

$$m_{divers} = \frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \cdot m_{divers\ ref} \quad (D.23)$$

$$\text{soit } m_{divers} = \left(\frac{P_{RAT}}{\eta_{RAT}} \right) \cdot \frac{m_{divers\ ref}}{\left(\frac{P_{RAT\ ref}}{\eta_{RAT\ ref}} \right)} \quad (D.24)$$

Masse totale de la RAT seule

La masse totale de la RAT seule est la somme de tous les groupes de composants décrits précédemment :

$$m_{RAT\ seule} = m_T + m_m + m_{strut} + m_M + m_{ch\ssis} + m_{acti} + m_{ctrl} + m_{GCU} + m_{divers} \quad (D.25)$$

$$\begin{aligned} \text{soit } m_{RAT\ seule} = & \left(\frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot \left(\frac{m_{T\ ref}}{2} + m_{m\ ref} + m_{ch\ssis\ ref} + m_{acti\ ref} \right) + \\ & + \frac{\alpha_P}{\alpha_\eta} \cdot \left(\frac{m_{T\ ref}}{2} + m_{strut\ ref} + \frac{n_p}{n_{p\ ref}} \cdot m_{M\ ref} + m_{divers\ ref} \right) + m_{ctrl\ ref} + m_{GCU\ ref} \end{aligned} \quad (D.26)$$

En remplaçant les paramètres de variation α_P et α_η par leur expression, il est possible d'écrire la formule en fonction de la puissance dimensionnante et du rendement. L'application numérique permet de calculer aisément la nouvelle masse de la RAT.

D.1.2 Masse des « feeders » RAT

Une estimation de la masse des « feeders » de la RAT a été réalisée en considérant deux câbles par phase de longueur égale à la distance 'RAT'-'cœur secours', ainsi qu'un câble de retour (neutre) de longueur égale à 2 mètres. La masse totale pour la RAT de référence est conséquente, car elle représente environ 20 % de la masse de la RAT seule.

On montre que cette masse est proportionnelle à la puissance de la RAT. En effet, conformément au redimensionnement RAT, la relation de similitude sur la résistance (C.66) implique une variation inversement proportionnelle à la variation de puissance.

Pour une longueur de câble l_{feed} et une résistivité ρ_{feed} donnée, la masse des « feeders » est proportionnelle à la section S_{feed} du conducteur. Et puisque la résistance s'exprime en fonction de ces paramètres :

$$R_{feed} = \rho_{feed} \cdot \frac{l_{feed}}{S_{feed}} \quad (D.27)$$

Il vient une section des conducteurs S_{feed} proportionnelle à la puissance, et de même pour la masse :

$$S_{feed} = \alpha_P \cdot S_{feed\ ref} \quad (D.28)$$

$$m_{feed} = \alpha_P \cdot m_{feed\ ref} \quad (D.29)$$

$$\text{soit } m_{feed} = P_{RAT} \cdot \frac{m_{feed\ ref}}{P_{RAT\ ref}} \quad (D.30)$$

D.1.3 Masse du redresseur RAT

Le redresseur à diodes utilisé est de type 6-pulse. La RAT fournissant une puissance relativement constante grâce à l'association du système de stockage, nous admettons que les pertes sont constantes dans le temps. Fonctionnant proche du point dimensionnant, la proportion des pertes est élevée, et l'échauffement important. La majeure partie de la masse du redresseur est donc due au dissipateur thermique destiné à évacuer les pertes. Le rendement étant supposé égal à 97 %⁴⁵, les pertes permanentes valent 3 % de la puissance de dimensionnement.

La résistance thermique « dissipateur-ambiance » que doit posséder le dissipateur est calculée en supposant une température maximale du dissipateur de 100 °C et une température ambiante défavorable de 40 °C :

$$R_{thd\ PRD} = \frac{\Delta T}{(1 - \eta_{PRD}) \cdot P_{RAT}} = \frac{100 - 40}{0,03 \cdot P_{RAT}} = \frac{60}{0,03 \cdot P_{RAT}} \quad (D.31)$$

Pour une puissance RAT de 57 kW, cette résistance ne doit pas excéder 0,0351 °C/W. Pour le redimensionnement à 32 kW (stock. 25 kW) et 25,5 kW (stock. 31,5 kW), la résistance doit être limitée à 0,0625 °C/W et 0,0784 °C/W. Nous choisissons le dissipateur *Arce1* AR55 destiné aux composants à visser et possédant une faible résistance thermique (cf. Figure D.4). Sa caractéristique est donnée en Figure D.5. Une ventilation forcée est indispensable pour obtenir une résistance suffisamment faible.

La longueur du dissipateur nécessaire à l'évacuation des calories est déterminée à partir de la Figure D.5. Ensuite, sachant que le fabricant donne une masse de 19,02 kg/m pour ce profil de dissipateur, il est possible de calculer la masse correspondante. Pour nos dimensionnements à 32 kW et 25,5 kW, cela conduit à des longueurs respectives de 0,255 m et 0,18 m, soit 4,85 kg et 3,42 kg.

Par contre, pour les puissances de RAT supérieures à 35 kW, la résistance thermique nécessaire est très faible, ce qui nécessite d'extrapoler la caractéristique donnée par le fabricant. La longueur du dissipateur peut être exprimée approximativement par :

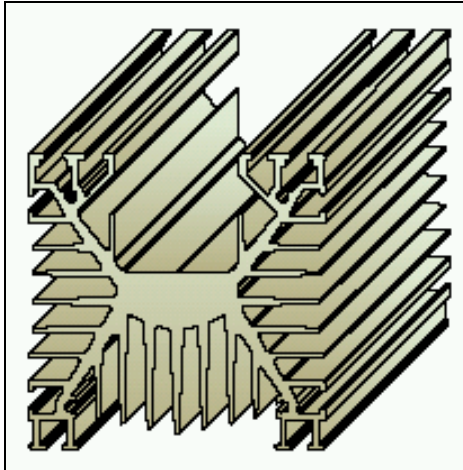
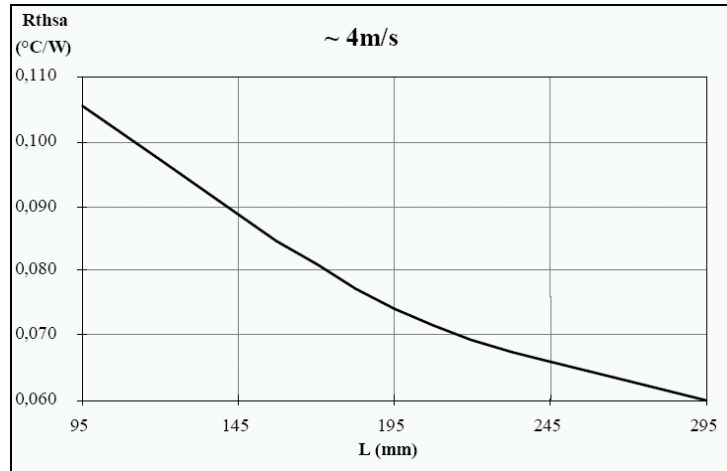
$$L_{d\ PRD} = \frac{0,0895 - R_{thd\ PRD}}{0,1} = 0,895 - 10 \cdot R_{thd\ PRD} \quad (D.32)$$

Au final, la masse du dissipateur pour les puissances supérieures à 35 kW peut s'écrire⁴⁶ :

$$m_{d\ PRD} = 17,023 - \frac{380400}{P_{RAT}} \quad (D.33)$$

⁴⁵ Pour la puissance maximale de 57 kW, le courant sous 270 V atteint 211 A. En considérant une chute de tension directe des diodes de 2 V, et sachant que deux diodes sont passantes simultanément, la puissance perdue est 844 W, soit 1,5 % de la puissance maximale. On admet que ces pertes peuvent être doublées, d'où le rendement global de 97 %.

⁴⁶ De toutes façons, cette expression est valable pour les puissances de RAT élevées. Sa limite de validité se situe à $P_{RAT} = 22\,346$ W (limite de masse négative).

Figure D.4 : Dissipateur *Arcel* AR55 [Arc].Figure D.5 : Résistance thermique du dissipateur *Arcel* AR55 [Arc].

Comme déjà expliqué plus haut, la masse du redresseur est principalement contenue dans le dissipateur thermique. Nous ajoutons simplement 20 % de cette masse afin de prendre en compte tous les autres composants (diodes, ventilateur, barres de câblage, etc.) :

$$m_{PRD} = 1,2 \cdot \left(17,023 - \frac{380400}{P_{RAT}} \right) = 20,428 - \frac{456480}{P_{RAT}} \quad (D.34)$$

Le tracé de cette expression est donné en Figure D.6. Son domaine de validé semble assez restreint. Nous choisissons de réaliser une approximation linéaire de cette courbe afin d'élargir le domaine de validité. La masse est admise au moins égale à celle de la précédente expression afin de rester défavorable. La masse obtenue vaut 0,23 kg/kW.

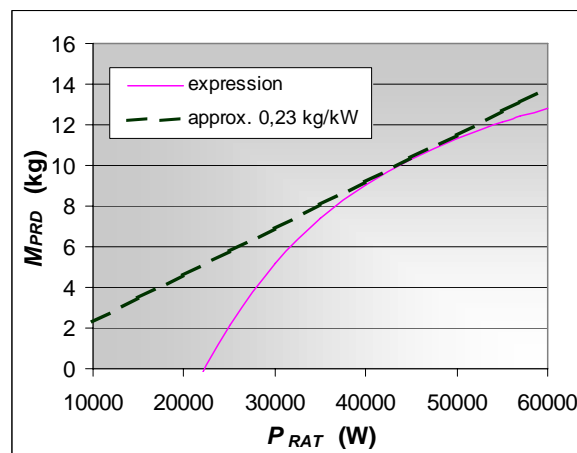


Figure D.6 : Masse du redresseur RAT.

La masse du redresseur de 57 kW déterminée par cette formule est 12,42 kg, soit 0,218 kg/kW. Les masses de notre redresseur de 32 kW (stock. 25 kW) et de 25,5 kW (stock. 31,5 kW) sont déterminées à partir des masses du dissipateur précédemment calculées, majorées de 20 %, soit respectivement 5,82 et 4,10 kg, ainsi que 0,182 et 0,161 kg/kW.

Compte tenu de ces résultats, nous adopterons dans la suite de l'étude la masse la plus défavorable de 0,23 kg/kW, soit :

$$m_{PRD} = 0,00023 \cdot P_{RAT} \quad (D.35)$$

D'autre part, ce même fabricant propose également des ponts redresseurs triphasés complets, ventilés ou non (cf. Figure D.7). Des modèles ventilés 400 V acceptants des courants supérieurs à 200 A sont ainsi proposés, ce qui correspond à la puissance maximale délivrable par la RAT. Les 3 modules de diodes sont montés sur des dissipateurs AR125B dont la caractéristique thermique est donnée en Figure D.8. La longueur du profil de dissipateur est d'environ 20 cm, entraînant une masse de 3,1 kg (15,5 kg/m). Cette masse est donc plus faible que celles estimées plus haut, ce qui permet de confirmer notre position défavorable dans l'estimation de la masse.

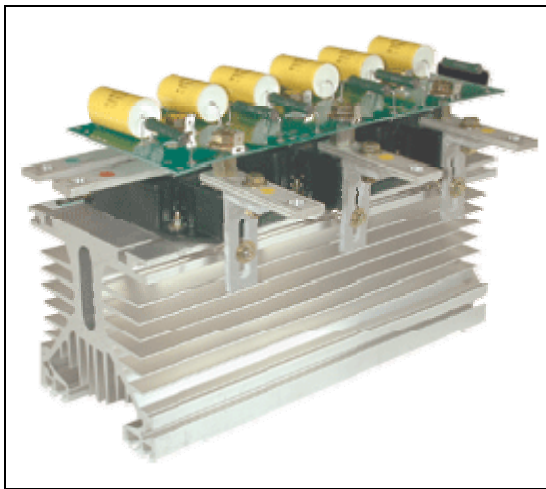


Figure D.7 : Redresseur triphasé classique avec dissipateur AR125 [Arc].

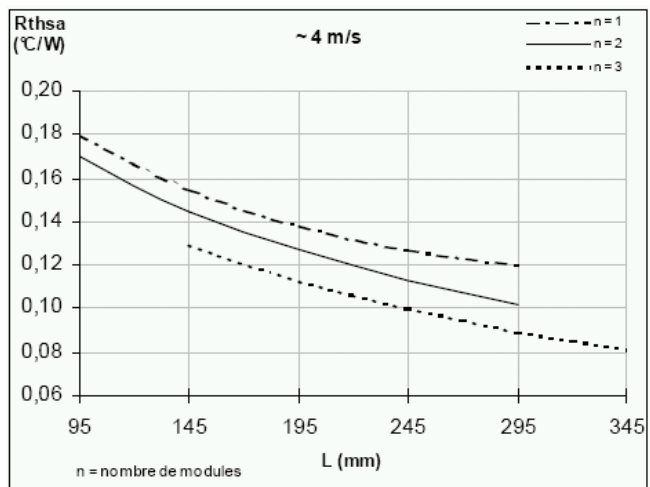


Figure D.8 : Caractéristiques du dissipateur AR125 avec ventilation forcée de 4 m/s [Arc].

D.2 Masse du système de stockage

Dans le système de stockage raccordé à un réseau continu, trois groupes de composants sont prépondérants dans le calcul de sa masse totale : le convertisseur DC-DC, le supercondensateur et la bobine d'inductance.

D.2.1 Masse du convertisseur statique DC-DC

D'une manière très défavorable, en s'intéressant aux valeurs les plus élevées généralement constatées, la masse d'un convertisseur statique DC-DC avec les niveaux de tension utilisés dans notre application est de l'ordre de 1 kg/kW. Pour un convertisseur DC-AC, la masse est moins élevée, avec environ 0,5 kg/kW (cf. [RC°8] § 3.1).

Pour des convertisseurs dont le fonctionnement est très intermittent, c'est à dire qui sont utilisés au-dessous de leur puissance maximale pendant la majeure partie du temps, on peut admettre des masses plus faibles. En effet, la puissance moyenne transmise étant relativement faible, l'échauffement est également faible, et la masse des dissipateurs thermique réduite en conséquence. C'est le cas de notre application, tout comme dans les véhicules électriques, dont le fabricant *Ballard* propose des

convertisseurs DC-AC pour moteurs triphasés [Bal]. Ce fabricant propose entre autre un convertisseur 120 V DC vers triphasé AC 350 Hz, avec une puissance de 30 kW en pointe, ayant une masse de 20 kg en comprenant l'étage de conversion intermédiaire DC-DC. Finalement, ce convertisseur possède une masse de 0,667 kg/kW, ce qui est inférieur aux précédents chiffres, puisque le présent convertisseur comprend la partie DC-DC et DC-AC.

Ce dernier convertisseur possède un refroidissement liquide. Ce type de refroidissement est plus efficace qu'une convection naturelle ou même forcée. En revanche, un radiateur de volume conséquent utilisé en convection naturelle a l'avantage de posséder une grande capacité thermique. Cela permet de limiter l'échauffement des composants lors des pointes de puissance de courte durée. Un refroidissement à air est donc intéressant pour les applications où les pointes de puissances sont de très courtes durées, et un refroidissement liquide est particulièrement adapté lorsque la puissance demandée est souvent importante⁴⁷.

Afin d'obtenir une valeur plus fine de la masse du convertisseur, nous proposons d'effectuer le dimensionnement des dissipateurs thermiques de la même manière que pour le redresseur RAT. Dans le cadre du réseau continu, le hacheur « boost » à une seule cellule de commutation (DC-DC élévateur de tension) est étudié.

Estimation de la masse de la cellule de commutation du convertisseur DC-DC

Le choix du dissipateur thermique se porte sur le modèle ARP201 également proposé par *ArceI* (cf. Figure D.9). Il est destiné aux composants isolés, et dispose d'une très faible résistance thermique « dissipateur-ambiance ».

La résistance thermique nécessaire est calculée comme pour le redresseur, en admettant une élévation de température de 60 °C, mais un rendement de 95 % du convertisseur. En outre, nous faisons l'hypothèse que 50 % de la puissance maximale est transmise en moyenne. Dans les faits, les simulations ont montré que la puissance moyenne était très faible, de l'ordre de 10 % de la puissance maximale. Cela permet une marge importante et un calcul défavorable. Nous avons donc :

$$R_{th\,d\,cvsDC} = \frac{\Delta T}{(1 - \eta_{cvsDC}) \cdot P_{stoc} / 2} = \frac{100 - 40}{0,05 \cdot P_{stoc} / 2} = \frac{60}{0,05 \cdot P_{stoc} / 2} \quad (D.36)$$

La résistance thermique du dissipateur apparaît en Figure D.10. Elle est donnée pour la présence de 3 modules sur le dissipateur. Or, le présent convertisseur DC-DC ne possède qu'un seul module, ce qui dégrade les performances de refroidissement en augmentant la résistance⁴⁸ d'environ 0,02 °C/W. Prenant en compte cette dégradation, la longueur du dissipateur peut être estimée dans notre gamme de puissance par :

$$L_{d\,cvsDC} = \frac{0,149 - R_{th\,d\,cvsDC}}{0,2} = 0,745 - 5 \cdot R_{th\,d\,cvsDC} \quad (D.37)$$

⁴⁷ Un refroidissement liquide serait particulièrement intéressant pour le redresseur RAT.

⁴⁸ Constatation d'après les diverses caractéristiques de dissipateurs *ArceI* [Arc].

Le fabricant donne une masse de 17,5 kg/m pour ce profil de dissipateur. Au final, la masse du dissipateur peut s'écrire⁴⁹ :

$$m_{d_{cvsDC}} = 13,0375 - \frac{210000}{P_{stoc}} \quad (D.38)$$

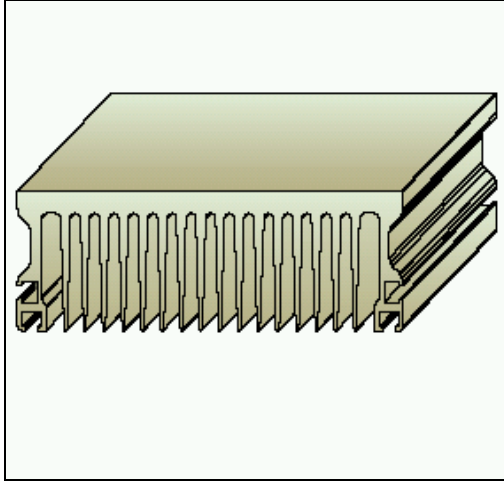


Figure D.9 : Dissipateur *Arcel ARP201* [Arc].

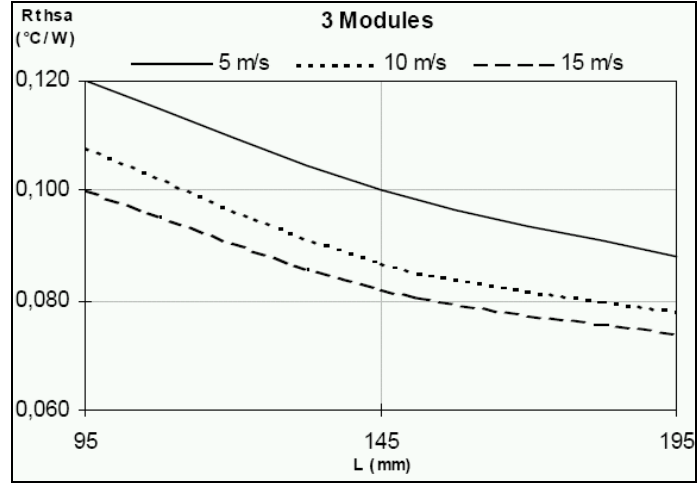


Figure D.10 : Résistance thermique du dissipateur *Arcel ARP201* [Arc].

Les masses du dissipateur ainsi calculées pour nos hacheurs de 25 kW et de 31,5 kW sont respectivement de 4,64 kg et 6,37 kg. Les longueurs du profil correspondant sont respectivement 0,265 m et 0,364 m.

La puissance moyenne fournie étant éloignée de la puissance de dimensionnement, le dissipateur thermique ne constitue pas la quasi-totalité de la masse. Nous adoptons une majoration de 100 % due au reste des composants du convertisseur et au packaging :

$$m_{cvsDC} = 2 \cdot \left(13,0375 - \frac{210000}{P_{stoc}} \right) = 26,075 - \frac{420000}{P_{stoc}} \quad (D.39)$$

La courbe donnée par cette expression apparaît en Figure D.11. Pour simplifier l'étude et permettre une validité plus large de l'expression, nous faisons une approximation linéaire, comme visible sur ce même graphique. De façon défavorable, cette droite implique une masse toujours supérieure à la courbe précédemment exprimée, et s'écrit :

$$m_{cvsDC} = 0,00041 \cdot P_{stoc} \quad (D.40)$$

Cette expression sera utilisée pour le bilan de masse final, au même titre que celle exprimée en (D.35) pour le redresseur RAT.

⁴⁹ Cette expression est valable pour les puissances de stockage élevées. Sa limite de validité se situe à $P_{stoc} = 16\,107\text{ W}$ (limite de masse négative).

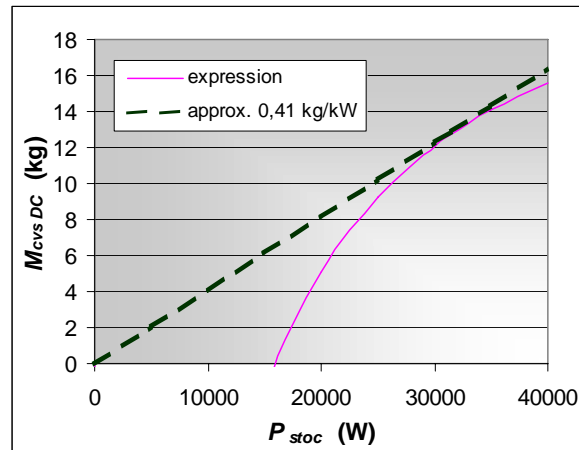


Figure D.11 : Masse du convertisseur DC-DC (cellule de commutation avec son dissipateur).

Validation de l'estimation de masse du convertisseur

De manière à valider notre estimation de masse, nous avons cherché à comparer notre résultat avec la masse du fabricant *Ballard* mentionnée plus haut. Pour ce faire, l'estimation de la masse d'un onduleur a été réalisée sur le même principe que pour le hacheur (cf. [RC°8] § 3.1.2). La masse de l'association d'un hacheur et d'un onduleur (DC-DC et DC-AC) est donc comparée à celle de la structure équivalente proposée par *Ballard*.

La combinaison des deux convertisseurs (hacheur et onduleur) donne une masse totale de 15,05 kg pour le système 25 kW et de 21,98 kg pour le système 31,5 kW. Les rapports masse/puissance correspondants sont respectivement de 0,602 kg/kW et 0,698 kg/kW.

Ces rapports sont quasiment identiques à celui du convertisseur *Ballard* présenté plus haut. La Figure D.12 montre les courbes de masse des convertisseurs. Au final, l'expression à retenir pourrait être l'approximation linéaire défavorable, soit :

$$m_{cvS DC+AC} = 0,00072 \cdot P_{stoc} \quad (D.41)$$

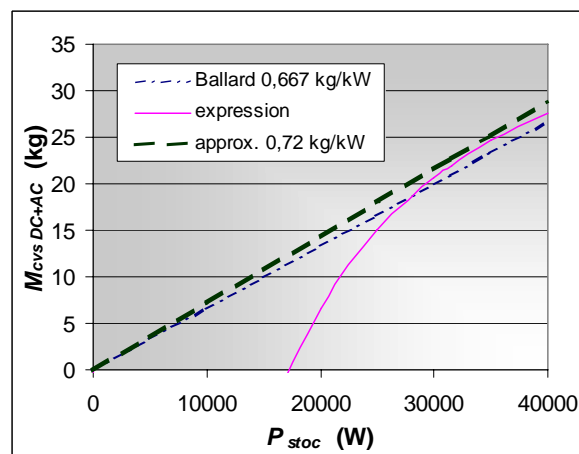


Figure D.12 : Masse des convertisseurs DC-DC et DC-AC. (1^{ère} courbe d'après *Ballard* [Bal].)

Cette valeur de 0,72 kg/kW, issue de notre estimation, comparée à celle de 0,677 kg/kW, donnée par *Ballard*, confirme notre position plutôt défavorable ; d'autant

plus que la masse de la bobine du convertisseur DC-DC n'a pas été prise en compte. Le calcul de celle-ci est effectué ci-dessous.

D.2.2 Masse de la bobine d'inductance

La bobine d'inductance du hacheur a été dimensionnée physiquement pour obtenir des ordres de grandeurs sur sa résistance interne, son volume et sa masse. La technologie de bobine d'inductance employée est du type double colonne avec deux bobinages mis en parallèle. Cette constitution est fréquemment adoptée pour les inductances fort courant [OR05]. Le schéma de principe est donné en Figure D.13. Du point de vu électrique et magnétique, ce double bobinage de n spires chacun est équivalent à un seul bobinage de n spires, et possédant une section du fil de cuivre double.

Nous avons choisi arbitrairement les proportions longueur/largeur du circuit au regard de ce qui est fréquemment réalisé pour ce type de bobines. La Figure D.14 donne quelques informations sur ces proportions et les notations utilisées pour le dimensionnement.

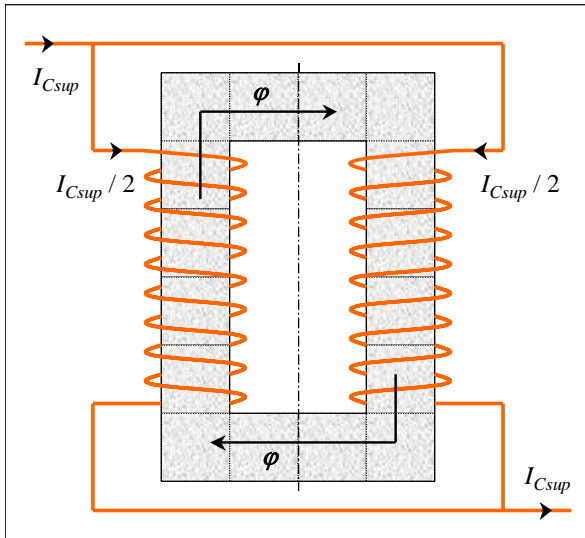


Figure D.13 : Constitution de la bobine d'inductance.

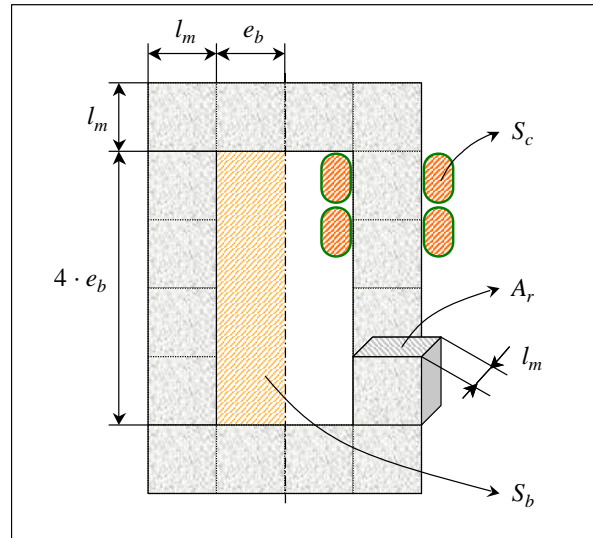


Figure D.14 : Cotation du circuit magnétique et du bobinage.

La suite du dimensionnement n'est pas placée ici. Pour davantage de précisions, il convient de se référer aux travaux de thèse (cf. [RC°7] Annexe 3, [HF94]).

La masse de cette bobine est la somme de la masse du bobinage (cuivre) et du circuit magnétique (fer), et s'exprime :

$$m_{Lvs} = \rho_{cuivre} \cdot 8 \cdot n \cdot l_m \cdot \frac{I_{Csup}}{J} \cdot k_{fc} + \rho_{fer} \cdot 16 \cdot l_m^3 \quad (D.42)$$

Où ρ_{cuivre} et ρ_{fer} sont les masses volumiques respectives du cuivre et du fer ; l_m est la longueur d'un côté de chaque « cube » composant le circuit magnétique ; J est la densité de courant dans un conducteur ; k_{fc} est le coefficient de foisonnement d'un conducteur de cuivre tenant compte de l'augmentation de la section à cause de l'effet de

peau, ce qui entraîne l'adoption de fil en brins divisés. On exprime l_m en fonction du produit $A_e \cdot S_b$ puis des éléments connus :

$$l_m = \left(\frac{A_e \cdot S_b \cdot k_{fm}}{4} \right)^{\frac{1}{4}} = \left(\frac{V_{bus} \cdot k_{fb} \cdot k_{fc} \cdot k_{fm} \cdot I_{Csup}}{4 \cdot 8 \cdot B_{sat} \cdot f_{dec} \cdot J} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (D.43)$$

Le terme A_e est la surface utile du circuit magnétique. La section utile se déduit de la section réelle A_r en connaissant le coefficient de foisonnement du circuit magnétique k_{fm} . Le coefficient k_{fb} exprime quant à lui le foisonnement tenant compte de la place perdue entre chaque spire bobinée. Ce coefficient comprend également l'espace occupé par les isolants. Le terme B_{sat} est le champ magnétique de saturation du matériau magnétique. De même que pour l_m , on exprime n en fonction du produit $A_e \cdot S_b$ puis des éléments connus :

$$n = \frac{V_{bus}}{4 \cdot A_e \cdot B_{sat} \cdot f_{dec}} = \frac{V_{bus} \cdot k_{fm}}{4 \cdot l_m^2 \cdot B_{sat} \cdot f_{dec}} \quad (D.44)$$

La masse s'exprime alors de la manière suivant, en fonction du courant efficace (proche du courant moyen) :

$$m_{Lcvs} = \rho_{cuivre} \cdot 4 \cdot \left(\frac{2}{k_{fb}} \right)^{\frac{1}{4}} \cdot \left(\frac{V_{bus} \cdot k_{fm} \cdot k_{fc} \cdot I_{Csup}}{B_{sat} \cdot f_{dec} \cdot J} \right)^{\frac{3}{4}} + \rho_{fer} \cdot 2 \cdot \left(\frac{k_{fb}}{2} \right)^{\frac{3}{4}} \cdot \left(\frac{V_{bus} \cdot k_{fm} \cdot k_{fc} \cdot I_{Csup}}{B_{sat} \cdot f_{dec} \cdot J} \right)^{\frac{3}{4}} \quad (D.45)$$

$$m_{Lcvs} = 2 \cdot \left(\rho_{cuivre} \cdot 2 \cdot \left(\frac{2}{k_{fb}} \right)^{\frac{1}{4}} + \rho_{fer} \cdot \left(\frac{k_{fb}}{2} \right)^{\frac{3}{4}} \right) \cdot \left(\frac{V_{bus} \cdot k_{fm} \cdot k_{fc}}{B_{sat} \cdot f_{dec} \cdot J} \right)^{\frac{3}{4}} \cdot (I_{Csup})^{\frac{3}{4}} \quad (D.46)$$

Cette masse doit être majorée car elle ne tient pas compte du fait que le nombre de spires est choisi entier et immédiatement supérieur au nombre théorique. Le nombre de spires étant de l'ordre de la trentaine, une majoration de 5 % est convenable.

Le courant supercondensateur I_{Csup} est déterminé pour $V_{Csup} = 140$ V. Cette tension correspond à celle obtenue lorsque le supercondensateur délivre la puissance maximale de stockage pour une charge initiale à 200 V, soit 20 % de profondeur de décharge et 64 % EdC. Elle a été calculée lors du dimensionnement du système de stockage 25 kW (cf. § III.4.1.2). Adopter cette tension pour diverses puissances de dimensionnement suppose que la résistance interne du supercondensateur R_{Csup} varie telle que V_{Csup} reste identique, ce qui est plus ou moins réaliste, mais convenable. Nous avons donc :

$$I_{Csup} = \frac{P_{Csup}}{V_{Csup}} \approx \frac{P_{stoc}}{\eta_{cvs} \cdot V_{Csup}} = \frac{P_{stoc}}{0,95 \cdot 140} = \frac{P_{stoc}}{133} \quad (D.47)$$

En adoptant les mêmes caractéristiques que lors du dimensionnement du système de stockage (cf. [RC°7] Annexe 3), la masse s'exprime alors :

$$m_{Lcvs} = 1,05 \cdot 0,1111 \cdot \left(\frac{P_{stoc}}{133} \right)^{\frac{3}{4}} = \frac{1}{335,7} \cdot (P_{stoc})^{\frac{3}{4}} = 0,00298 \cdot (P_{stoc})^{\frac{3}{4}} \quad (D.48)$$

D.2.3 Masse des supercondensateurs

Cette masse est difficile à optimiser car un surdimensionnement de la capacité est nécessaire pour éviter une décharge trop importante dans des situations extrêmes. De plus, les fabricants proposent des composants ayant des caractéristiques assez éloignées d'un composant à un autre. En particulier, les capacités proposées varient de manière discrète, dans des rapports de 1,5 à 2. Malgré tout, sachant que l'énergie stockée est proportionnelle à la capacité C_{sup} , il serait possible d'admettre très approximativement que la masse des supercondensateurs varie linéairement en fonction de la puissance de stockage.

Nous préférons adopter des valeurs constantes des masses, en conservant le même supercondensateur quelle que soit la puissance de stockage. Néanmoins, deux cas sont considérés :

- supercondensateur 3,5 F / 250 V / 8,33 kg pour $P_{stoc} < 29,7$ kW, ce qui correspond à la limite de convenance de ce supercondensateur (cf. § III.4.2.2) ;
- supercondensateur 7 F / 250 V / 16,67 kg pour $P_{stoc} \geq 29,7$ kW.

En pratique, le supercondensateur de 7 F est adopté dès $P_{stoc} \geq 25$ kW car le système de stockage doit fonctionner en « maître » en régulant la tension de bus.

D.2.4 Masse totale du stockage

La masse totale du système de stockage est la somme de la masse du convertisseur (cellule de commutation avec radiateur), de la bobine d'inductance et du supercondensateur. Cette somme est ensuite majorée de 10 % pour tenir compte du packaging, du câblage et des fixations du système de stockage complet :

$$m_{stoc} = 1,1 \cdot (m_{cvs} + m_{Lcvs} + m_{Csup}) \quad (D.49)$$