

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE
À L'OBTENTION DE LA
MAITRISE EN GÉNIE ÉLECTRIQUE
M. Ing.

PAR
Daniel BÉRUBÉ

CONCEPTION ET SIMULATION D'UNE ALIMENTATION HYBRIDE
DE SECOURS POUR UN AVION PLUS ÉLECTRIQUE

MONTRÉAL, LE 21 DÉCEMBRE 2011

©Tous droits réservés, Daniel Bérubé, 2011

©Tous droits réservés

Cette licence signifie qu'il est interdit de reproduire, d'enregistrer ou de diffuser en tout ou en partie, le présent document. Le lecteur qui désire imprimer ou conserver sur un autre media une partie importante de ce document, doit obligatoirement en demander l'autorisation à l'auteur.

PRÉSENTATION DU JURY

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

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

M. Handy Fortin-Blanchette, président du jury
Département de génie électrique à l'École de technologie supérieure

Mme Susan Liscouët-Hanke, membre du jury
Bombardier Aéronautique

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

LE 16 DÉCEMBRE 2011

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

AVANT-PROPOS

Ce travail de maîtrise se déroule dans le cadre du projet ENV405 du Consortium de Recherche et d'Innovation en Aéronautique au Québec (CRIAQ). Ce projet est un partenariat entre l'École de technologie supérieure, Bombardier Aéronautique, Transtronic Inc. et l'Université Laval.

Le projet ENV405 a pour objectif de développer des modèles de simulation détaillés pour les systèmes électriques de secours des avions. Il porte aussi sur l'utilisation des piles à combustible, des accumulateurs et des supercondensateurs à l'intérieur de ces systèmes. Le projet est divisé en trois parties. La première consiste à recréer le système de secours existant et a ajouté des accumulateurs en parallèle afin de fournir une puissance plus grande aux charges essentielles. La deuxième partie est la conception d'un système de secours dont la source d'énergie principale est une pile à combustible hydrogène. Le modèle de simulation pour ce nouveau système doit être développé. Finalement, la dernière partie est la réalisation expérimentale du nouveau concept avec la pile à combustible.

Mon projet de maîtrise consiste à effectuer la première partie du projet ENV405. Cette tâche m'a été présentée en hiver 2009 par M. Louis-A. Dessaint et j'ai accepté d'y prendre part dès le début de ma maîtrise à l'été 2009. Ce projet m'a permis de me familiariser avec le monde de l'aviation ainsi qu'avec les particularités de la production d'énergie électrique par générateur éolien. Il m'a aussi permis d'apprendre sur les convertisseurs de puissance et leur asservissement.

REMERCIEMENTS

Je remercie le professeur Louis-A. Dessaint pour m'avoir proposé ce projet de maîtrise. La confiance qu'il m'a accordée en me donnant ce projet a été appréciée. De plus, je le remercie aussi pour le support financier.

Je remercie aussi mes confrères chez Bombardier Aéronautique. Dominic-André Lavoie qui m'a aidé au tout début. Susan Liscouët-Hanke et François Pelletier, qui m'ont donné un bon coup de main. Susan pour la grande aide dans l'écriture de mon article et pour ses conseils. François pour son soutien technique et pour avoir su répondre à mes interrogations. Aussi, je ne dois pas oublier M. Claude Lavoie pour les encouragements lors de mes présentations et aussi pour m'avoir mis sur des pistes dans mon travail.

Merci à mes collègues chez Transtronic Inc, Pierre Merette et Louis Monnin vos conseils et votre disponibilité ont aidé à faire avancer le projet.

De plus, j'ai occupé un emploi d'ingénieur de laboratoire dans le cadre du projet ENV405. Ma tâche était de réaliser le laboratoire sur la pile à hydrogène afin de compléter la troisième partie du projet. Si j'ai réussi à écrire ce mémoire, c'est en partie grâce à l'équipe qui m'a appuyé lors de la conception et la construction du laboratoire. En effet, si le laboratoire n'avait pas été efficacement complété je n'aurais pu écrire ce mémoire. Je m'en voudrais de ne pas remercier ces personnes, qui sûrement sans le savoir, m'ont aidé à écrire ce document dans les délais. Tout d'abord, merci au service de l'équipement de l'ÉTS, Javier Beltran-Galindo, Errol Côté, Bruno Côté, Martin Ouellet, Bertrand Vachon et Jacques Desharnais. Merci aussi au personnel technique du service, Jacques Simard et Iliyan Karailiev, sans ces deux hommes je crois que je serais encore perché dans un escabeau au lieu d'écrire ces lignes. Sincères remerciements aussi à Pierre Giguère du Bureau de la santé et sécurité à l'ÉTS. Ses bons conseils, son initiative et sa disponibilité m'ont été d'une grande aide dans la réalisation du laboratoire. Finalement, merci au personnel technique du département de génie électrique. Spécialement M. Yves Robitaille pour son grand dévouement et merci aussi à

VIII

l'ensemble du personnel Yves, Sylvain, Jorge, André et Rigoberto pour l'aide, les conseils, les conversations et les rires.

Comment ne pas remercier ma famille, mes parents Lise et Richard et mon frère Simon. Ils ont toujours été là pour moi, dans les bons comme les mauvais moments. Ils m'ont appuyé, encouragé et soutenu depuis le tout début. Le mot merci n'est pas assez grand pour exprimer toute ma gratitude envers eux.

Finalement, un immense merci à mon amoureuse Roxanne. Ses encouragements, son support, ses bons mots aux bons moments m'ont beaucoup aidé. J'espère recevoir ses encouragements pour encore plusieurs années à venir.

CONCEPTION ET SIMULATION D'UNE ALIMENTATION HYBRIDE DE SECOURS POUR UN AVION PLUS ÉLECTRIQUE

Daniel BÉRUBÉ

RÉSUMÉ

Ce mémoire traite d'une nouvelle approche afin d'améliorer le système électrique de secours (assemblage RAT) existant, afin de l'intégrer à des avions plus électriques (MEA). En effet, l'avion de type MEA a une demande en énergie électrique plus grande et il est difficile pour les systèmes de secours existants de la fournir. Pour répondre à cette demande, l'alternative choisie est la connexion d'accumulateurs aux ions de lithium en parallèle à l'assemblage RAT. Afin d'intégrer ces accumulateurs, deux convertisseurs de puissance sont utilisés en plus d'un circuit de freinage. Le premier est un convertisseur cc-cc contrôlé en tension. Son rôle est de maintenir un bus de tension cc de 270V à partir de la tension des accumulateurs. Il est bidirectionnel et permet à l'assemblage RAT de recharger les accumulateurs. Le deuxième convertisseur est de type ca-cc et il transforme la tension du bus cc en une tension triphasée de 200V à une fréquence de 400Hz. L'onduleur est contrôlé en courant et il a pour objectif de réguler la vitesse du générateur éolien de secours (ADG). À partir de spécifications techniques fournies par Bombardier Aéronautique (B.A.), la turbine éolienne de secours et l'ADG sont modélisés dans Simulink®/SimPowersSystems™ (SPS). À partir de résultats de tests de B.A., le modèle de l'assemblage RAT est validé. Les résultats de simulation fournis par le modèle s'avèrent semblables à ceux obtenus lors des tests expérimentaux. Aussi, les modèles des convertisseurs sont construits de manière détaillée. La topologie de chacun et leur principe d'asservissement sont expliqués en détail. À partir du modèle de l'assemblage RAT et de ceux des convertisseurs, le modèle de simulation de l'alimentation hybride de secours est construit. Finalement, deux simulations de la nouvelle conception sont effectuées. La première simulation prend en compte les caractéristiques d'un aéronef Bombardier Global Express, tandis que la deuxième prend en compte ceux d'un Bombardier CRJ-900. Les résultats des deux simulations démontrent que le nouveau système développé fonctionne comme attendu. Les accumulateurs permettent de fournir aux charges essentielles une puissance supérieure à la puissance nominale de l'ADG.

Mots-clés : éolienne, RAT, ADG, convertisseur cc-cc, convertisseur ca-cc

CONCEPTION ET SIMULATION D'UNE ALIMENTATION HYBRIDE DE SECOURS POUR UN AVION PLUS ÉLECTRIQUE

Daniel BÉRUBÉ

ABSTRACT

This thesis discusses a new approach to improve the existing emergency power system (RAT assembly) in aircraft to integrate it in more electric aircraft (MEA). Indeed, the MEA has a high demand of electric energy and it is difficult for the existing emergency power system to provide it. To meet this demand, the alternative chosen is the connection of lithium-ion batteries in parallel with the RAT assembly. In order to integrate these batteries, two power converters and one braking resistor are used. The first one is a voltage controlled dc-dc converter. His role is to maintain a dc bus of 270V from the batteries voltage. The converter is bidirectional allowing the RAT assembly to recharge the batteries. The second converter is an inverter, his goal is to convert the dc bus in a three-phase voltage of 200V at a frequency of 400Hz. The ac-dc converter is controlled by current and aims to regulate the speed of the RAT assembly generator (ADG). According to the technical specifications provided by Bombardier Aerospace (B.A.), the RAT assembly is modeled in Simulink®/SimPowersSystems™ (SPS). From test results of B.A., the model of the RAT assembly is validated. Simulation results obtained from the model are similar to those obtained in experimental tests. Also, detailed models of the converters are constructed. The topology and the control of each one are explained in details. From the RAT assembly model and those of the two converters, the simulation model of the hybrid emergency power system is built. Finally, two simulations are made with the new design. The first simulation takes into account the characteristics of a Bombardier Global Express aircraft, while the second takes those of a Bombardier CRJ-900. The results of the two simulations show that the newly developed emergency system works as it should. The batteries can provide power greater than the rated power of the ADG to the essentials loads.

Keywords: wind turbine, RAT, ADG, dc-dc converter, ac-dc converter

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LA LITTÉRATURE	3
1.1 Architecture électrique des aéronefs	3
1.2 Avion plus électrique	5
1.3 Assemblage RAT	8
CHAPITRE 2 PRÉSENTATION DU NOUVEAU CONCEPT	13
2.1 Introduction	13
2.2 Mise en contexte de la problématique	13
2.3 Système électrique d'urgence existant dans les aéronefs de B.A.	14
2.3.1 Configuration RAT du Bombardier Global Express	14
2.3.2 Configuration RAT du Bombardier CRJ-900	17
2.4 Choix des caractéristiques pour le modèle de simulation de l'assemblage RAT	19
2.5 Nouvelle conception hybride du système d'alimentation d'urgence	20
2.5.1 Choix de la source d'énergie parallèle à l'assemblage RAT	21
2.5.2 Fonctionnement de la conception hybride du système d'alimentation de secours	22
2.5.2.1 Architecture du système	23
2.5.2.2 Asservissement du système	24
2.6 Conclusion	26
CHAPITRE 3 PRÉSENTATION DES MODÈLES DE SIMULATION	29
3.1 Introduction	29
3.2 Assemblage RAT	29
3.2.1 Turbine éolienne	31
3.2.1.1 Environnement de la turbine éolienne	31
3.2.1.2 Caractéristiques aérodynamiques de la turbine éolienne	32
3.2.1.3 Système d'orientation des pales	36
3.2.1.4 Modélisation de la turbine éolienne	37
3.2.2 Générateur électrique	39
3.2.2.1 Caractérisation du générateur	40
3.2.2.2 Asservissement du générateur	41
3.2.2.3 Modélisation du générateur électrique	43
3.2.3 Essai de l'assemblage RAT	43
3.3 Accumulateurs aux ions de lithium	47
3.3.1 Présentation du modèle	47
3.3.2 Spécifications des accumulateurs	49
3.4 Convertisseur cc-cc	51
3.4.1 Topologie du convertisseur	52
3.4.1.1 Analyse en régime permanent du convertisseur élévateur	53

	3.4.1.2	Équations d'ondulation du convertisseur élévateur	58
	3.4.1.3	Valeurs des composants du convertisseur élévateur	61
	3.4.2	Contrôleur du convertisseur	63
3.5		Convertisseur ca-cc	65
	3.5.1	Topologie du convertisseur	66
	3.5.1.1	Principe de fonctionnement du convertisseur ca-cc	67
	3.5.1.2	Dimensionnement du filtre LC	70
	3.5.2	Contrôleur du convertisseur	71
3.6		Résistance de freinage	74
	3.6.1	Topologie du circuit	74
	3.6.2	Contrôleur du circuit	75
3.7		Conclusion	76
CHAPITRE 4 SIMULATIONS			79
4.1		Introduction	79
4.2		Présentation des charges électriques	79
	4.2.1	Charges communes aux deux simulations	79
	4.2.2	Pompe hydraulique	80
4.3		Simulation d'un aéronef de type Bombardier Global Express	82
4.4		Simulation d'un aéronef de type Bombardier CRJ	87
4.5		Conclusion	93
CONCLUSION			95
RECOMMANDATIONS			97
ANNEXE I	DÉTAILS DU SYSTÈME DE GÉNÉRATION ET DE DISTRIBUTION ÉLECTRIQUE (EPGDS) DU BOMBARDIER GLOBAL EXPRESS		99
ANNEXE II	CONTRÔLES DE VOL PRIMAIRES ET SECONDAIRES DU BOMBARDIER GLOBAL EXPRESS		101
ANNEXE III	CIRCUITS HYDRAULIQUES DU BOMBARDIER GLOBAL EXPRESS		105
ANNEXE IV	PRÉLÈVEMENT DE DONNÉES SUR UNE FICHE TECHNIQUE D'UNE CHARGE ÉLECTRIQUE DU BOMBARDIER CRJ-900		109
ANNEXE V	DISPOSITION DES CHARGES ÉLECTRIQUES À L'INTÉRIEUR DU BOMBARDIER CRJ-200		115
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES			117

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 2.1	Caractéristiques pour le modèle de simulation de l'assemblage RAT20
Tableau 3.1	Entrée et sorties de l'assemblage RAT30
Tableau 3.2	Valeurs des coefficients pour tracer la courbe du coefficient de puissance de la turbine éolienne du bloc SPS <i>wind turbine</i>34
Tableau 3.3	Paramètres du bloc <i>wind turbine</i> de SPS38
Tableau 3.4	Paramètres d'une machine synchrone 400Hz de 210kVA41
Tableau 3.5	Gains des régulateurs de l'assemblage RAT46
Tableau 3.6	Caractéristiques de la batterie Valence U1-12XP.....49
Tableau 3.7	Paramètres du banc de batteries pour le système hybride d'alimentation de secours50
Tableau 3.8	Gains des régulateurs PI du convertisseur cc-cc.....65
Tableau 3.9	Actions des dispositifs de commutation de l'onduleur68
Tableau 3.10	Gains du régulateur PI du convertisseur ca-cc.....74
Tableau 4.1	Identifications des charges électriques essentielles du Bombardier CRJ-90080
Tableau 4.2	Paramètres de la pompe ACMP 3B81

LISTE DES FIGURES

		Page
Figure 1.1	EPGDS du Bombardier Global Express	5
Figure 1.2	Distribution de puissance conventionnelle dans un aéronef.....	6
Figure 1.3	Distribution de puissance possible dans un aéronef de type MEA.....	7
Figure 1.4	Schéma de principe de l'assemblage RAT	9
Figure 1.5	Système de régulation de vitesse du RAT	9
Figure 1.6	Principe de fonctionnement de la régulation de vitesse du RAT	10
Figure 1.7	Schéma de principe de l'ADG.....	11
Figure 2.1	Assemblage RAT du Bombardier Global Express	15
Figure 2.2	Plan de l'assemblage RAT du Bombardier Global Express	15
Figure 2.3	Courbe altitude/vitesse du déploiement de l'assemblage RAT du Bombardier Global Express	16
Figure 2.4	Assemblage RAT de la gamme Bombardier CRJ.....	17
Figure 2.5	Plan de l'assemblage RAT de la gamme Bombardier CRJ-700/900/1000	18
Figure 2.6	Densité d'énergie de divers accumulateurs.....	21
Figure 2.7	Schéma bloc de la nouvelle conception hybride du système d'alimentation d'urgence	24
Figure 2.8	Schéma bloc de l'asservissement du système hybride d'alimentation d'urgence	26
Figure 3.1	Schéma de principe du modèle de simulation de l'assemblage RAT.....	31
Figure 3.2	Masse volumique de l'air en fonction de l'altitude	32
Figure 3.3	Bloc SPS <i>wind turbine</i> : Coefficient de puissance en fonction du coefficient de vitesse réduite.....	35
Figure 3.4	Turbine éolienne d'un Airbus A330 : Coefficient de puissance en fonction du coefficient de vitesse réduite ($\vartheta = \beta$).....	35

Figure 3.5	Bloc <i>wind turbine</i> de la librairie SPS.....	38
Figure 3.6	Modèle de simulation de la turbine éolienne dans Simulink®/SPS	39
Figure 3.7	Asservissement du rotor du générateur principal de l'ADG.....	42
Figure 3.8	Modèle de simulation de l'ADG dans Simulink®/SPS	43
Figure 3.9	Modèle Simulink®/SPS de l'assemblage RAT	44
Figure 3.10	Résultats de l'essai de chargement brusque de l'assemblage RAT du Bombardier CRJ100.....	45
Figure 3.11	Résultats de la simulation de chargement brusque de l'assemblage RAT	46
Figure 3.12	Bloc <i>battery</i> de la librairie SPS.....	47
Figure 3.13	Schéma électrique équivalent du bloc <i>battery</i> de SPS.....	48
Figure 3.14	Décharge du banc d'accumulateurs en fonction de la charge électrique ...	50
Figure 3.15	Décharge du banc d'accumulateurs en fonction du temps.....	51
Figure 3.16	Convertisseur cc-cc abaisseur-élévateur bidirectionnel.....	52
Figure 3.17	Écoulement de puissance et topologie de la section abaisseur du convertisseur cc-cc.....	52
Figure 3.18	Écoulement de puissance et topologie de la section élévateur du convertisseur cc-cc.....	53
Figure 3.19	Représentation du convertisseur cc-cc élévateur	53
Figure 3.20	Courbe de la tension et du courant du convertisseur cc-cc.....	55
Figure 3.21	Courbe du ratio de conversion du convertisseur cc-cc	57
Figure 3.22	Courbe du courant parcourant l'inductance du convertisseur élévateur cc-cc au cours d'un cycle de commutation	59
Figure 3.23	Courbe de la tension aux bornes du condensateur du convertisseur élévateur cc-cc au cours d'un cycle de commutation	61
Figure 3.24	Convertisseur cc-cc (puissance et contrôle).....	63
Figure 3.25	Principe de fonctionnement du générateur MLI	64

Figure 3.26	Principe de fonctionnement du convertisseur ca-cc.....	66
Figure 3.27	Convertisseur ca-cc (onduleur).....	66
Figure 3.28	Schéma explicatif de l'onduleur	67
Figure 3.29	Formes d'ondes des tensions à la sortie de l'onduleur	69
Figure 3.30	Filtre LC du convertisseur ca-cc.....	71
Figure 3.31	Convertisseur ca-cc (puissance et contrôle).....	71
Figure 3.32	Principe du fonctionnement du contrôleur de courant par hystérésis.....	73
Figure 3.33	Circuit de freinage.....	74
Figure 3.34	Circuit de freinage (puissance et contrôle)	75
Figure 3.35	Principe de fonctionnement du circuit de la résistance de freinage.....	76
Figure 4.1	Modèle SPS/SimHydraulics®/Simscape™ de la pompe hydraulique ACMP 3B.....	81
Figure 4.2	Modèle de simulation d'un système hybride d'alimentation de secours dans un aéronef de type Bombardier Global Express	82
Figure 4.3	Puissances de l'ADG, du convertisseur ca-cc et aux charges lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier Global Express	84
Figure 4.4	État de charge, courant et tension du banc d'accumulateurs lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier Global Express	84
Figure 4.5	Tension, fréquence et vitesse de l'ADG lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier Global Express.....	85
Figure 4.6	Tension réelle et référence au bus cc lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier Global Express.....	85
Figure 4.7	Modèle de simulation d'un système hybride d'alimentation de secours dans un aéronef de type Bombardier CRJ.....	88
Figure 4.8	Puissances de l'ADG, du convertisseur ca-cc et aux charges lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier CRJ	89
Figure 4.9	État de charge, courant et tension du banc d'accumulateurs lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier CRJ	89

Figure 4.10	Tension, fréquence et vitesse de l'ADG lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier CRJ.....	90
Figure 4.11	Tension réelle et référence au bus cc lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier CRJ.....	90
Figure 4.12	Demande, débit et pression de la pompe ACMP 3B lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier CRJ	91
Figure 4.13	Courant, vitesse, couple et puissance mécanique du moteur électrique de la pompe ACMP 3B.....	91

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

ac	alternative current
ACMP	ac motor pump
ACPC	ac current power center
ADG	air driven generator
APU	auxiliary power unit
AV	avionique
B.A.	Bombardier Aéronautique
ca	courant alternatif
cc	courant continu
CCBP	cockpit circuit breaker panel
conv.	convertisseur
CRIAQ	Consortium de recherche et d'innovation en aéronautique au Québec
dc	direct current
DCPC	dc current power center
ECU	electronic control unit
EHA	actionneur électro-hydrostatique
EPGDS	electrical power generation and distribution system
ÉTS	École de technologie supérieure
GCU	generator control unit
Li-Ion	lithium-ion
MEA	more electric aircraft
MLI	modulation de largeur d'impulsions

MOSFET	metal-oxyde-semiconductor field-effect transistor
MSAP	machine synchrone à aimants permanents
MPPT	maximum point power tracking
Ni-Cd	nickel-cadmium
PI	proportionnel et intégral
PLL	phase-locked loop
PMG	permanent magnet generator
PWM	pulse-width modulation
RAT	ram air turbine
RMS	root mean square
SOC	state of charge
SPS	SimPowerSystems™
TRU	transformer rectifier unit
VFG	variable frequency generator

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

UNITÉS DE BASE	UNITÉS ÉLECTRIQUES
p.u. per unit	A ampère (unité de courant)
K_p gain proportionnel	H henry (unité d'inductance)
K_i gain intégral	Ω ohm (unité de résistance)
Aire	V volt (unité de tension)
m^2 mètre carré	Charge électrique
Débit	Ah ampère-heure
gpm gallon par minute	Densité d'énergie
Fréquence	Wh/l watt-heure par litre
Hz hertz	Énergie
kHz kilohertz	Wh watt-heure
Longueur	Énergie spécifique
m mètre	Wh/kg watt-heure par kilogramme
Masse	Puissance
g gramme	HP cheval-vapeur
kg kilogramme	W watt (p. active)
Masse volumique	VA voltampère (p. apparente)
kg/m^3 kilogramme par mètre cube	VAR voltampère réactif (p. réactive)
Pression	UNITÉS DE L'ASSEMBLAGE RAT
psi livre par pouce carré	P_m puissance mécanique (W)
Temps	P_e puissance électrique (W)
h heure	T_m couple mécanique (N.m)
μs microseconde	ω_m vitesse mécanique (m/s)
s seconde	Turbine éolienne
Volume	A surface balayée (m^2)
l litre	c_p coefficient de puissance
m^3 mètre cube	λ coefficient de vitesse réduite
UNITÉS MÉCANIQUES	ρ masse volumique de l'air (kg/m^3)
Angle	$v_{a\acute{e}ronef}$ vitesse de l'aéronef (m/s)
$^\circ$ degré	β angle des pales (deg)
deg degré	ω_T vitesse de rotation (rad/s)
rad radian	R_T rayon de la turbine éolienne (m)
Force	η_T rendement de la turbine éolienne
N newton	Système de calage des pales
Moment de force	K_β gain statique
N.m newton-mètre	τ_β constante de temps
Vitesse	$K_{p\beta}$ gain proportionnel du régulateur
kt(s) knot(s)	$K_{i\beta}$ gain intégral du régulateur
rad/s radian par seconde	
RPM tour pas minute	

Générateur électrique (ADG) θ_e angle électrique du rotor (rad)**Résistance** R_s statorique (Ω) R'_r rotorique référencé au stator (Ω) R'_{kd} résistance de l'axe d (Ω) R'_{kq1} résistance de l'axe q (Ω)**Inductance** L_{ls} inductance de fuite au stator (H) L_{md} magnétisation de l'axe d (H) L_{mq} magnétisation de l'axe q (H) L'_{lr} fuite au rotor référencé au stator (H) L'_{lkd} fuite de l'axe d (H) L'_{lkq1} fuite de l'axe q (H)**Système de régulation de la tension** K_{pexc} gain proportionnel du régulateur K_{iexc} gain intégral du régulateur**UNITÉS DES ACCUMULATEURS** E_{batt} tension non-linéaire de la batterie (V) E_0 tension constante de la batterie (V) K constante de polarisation (Ah^{-1}) i^* dynamique du courant (A) i courant de la batterie (A) it capacité extraite (Ah) Q capacité maximale de la batterie (Ah) A tension exponentielle (V) B capacité exponentielle (Ah^{-1})

SOC état de charge de la batterie (%)

 P_{batt} puissance d'une batterie (W) P_{banc} puissance du banc de batteries (W) V_{batt} tension nominale d'une batterie (V) I_{batt} courant continu maximum (A) n_{batt} nombre de batteries dans le banc**UNITÉS DU CONVERTISSEUR CC-CC** L inductance du convertisseur (H) C condensateur du convertisseur (F) v_L tension de l'inductance (V) i_L courant de l'inductance (A) I courant du convertisseur (A) v_C tension du condensateur (V) i_C courant du condensateur (A) V_g tension à l'entrée (V) V tension à la sortie (V) $v(t)$ tension à la sortie (V) R résistance équivalente de sortie (Ω) D rapport cyclique D' rapport cyclique complémentaire $M(D)$ ratio de conversion t temps (s) T période du cycle de commutation (s) Δi_L ondulation du courant dans L (A) Δv_C ondulation de la tension à C (V) $P_{conv\ cc-cc}$ puissance du conv. cc-cc (W)**UNITÉS DU CONVERTISSEUR CA-CC** E_d tension cc à l'entrée (V) t temps (s) T période du cycle de commutation (s) L inductance du filtre LC (H) C condensateur du filtre LC (F) ω_c fréquence de coupure (rad/s) f_c fréquence de coupure (Hz) I_a courant de la phase A (A) I_b courant de la phase B (A) I_c courant de la phase C (A) I_d courant de l'axe direct (A) I_q courant de l'axe de quadrature (A) I_0 courant homopolaire (A)**UNITÉS RÉSISTANCE DE FREINAGE** P_{banc} puissance du banc de batteries (W) $V_{bus\ cc}$ tension du bus cc (V) $I_{bus\ cc}$ courant du bus cc (V) R_F résistance de freinage (Ω) t temps (s) T période du cycle de commutation (s)

INTRODUCTION

Au cours des années futures, les aéronefs auront de plus en plus de charges électriques. Les systèmes électriques de puissance devront alors être capables de répondre à cette demande plus élevée. Le système d'alimentation électrique de secours des aéronefs ne fera pas exception à cette règle. Ce dernier devra aussi être conçu de manière à fournir cette demande en énergie. Cependant, une augmentation de la taille de la turbine éolienne est difficilement envisageable, spécialement sur les avions de petites et moyennes tailles. En effet, la turbine éolienne et son générateur doivent prendre place à l'intérieur du fuselage en conditions normales de vol. Alors, l'alternative choisie pour répondre à cette problématique est l'ajout d'accumulateurs au système d'alimentation de secours existant. Cette nouvelle topologie du système d'alimentation de secours est qualifiée d'hybride. Pour concevoir et parvenir à simuler ce nouveau système, plusieurs étapes de développement et de réalisation sont expliquées au cours de ce document.

Premièrement, une revue de littérature est effectuée. Cette revue fournit divers renseignements sur l'architecture électrique des aéronefs de Bombardier Aéronautique. Elle explique le concept de l'avion plus électrique et fait une synthèse des renseignements trouvés sur les systèmes d'alimentation de secours. Par la suite, dans le deuxième chapitre le nouveau concept hybride est présenté et plusieurs éléments sont expliqués en détail. Les systèmes électriques d'urgences existants dans les aéronefs de Bombardier Aéronautique sont détaillés. Aussi, les paramètres du modèle du système de secours sont choisis et la conception du nouveau système est expliquée à l'intérieur de ce chapitre. Ensuite, le troisième chapitre consiste à expliquer les divers modèles de simulation construits. Le modèle de simulation de l'alimentation de secours est créé à partir des données portant sur deux appareils de Bombardier Aéronautique. De plus, deux modèles de convertisseurs de puissance sont développés. Ces modèles sont assemblés pour créer le système hybride d'alimentation de secours. Finalement, deux simulations sont effectuées afin de mettre à l'épreuve la nouvelle approche. Les résultats obtenus sont présentés et analysés afin de valider le bon fonctionnement du système hybride d'alimentation de secours pour un avion plus électrique.

CHAPITRE 1

REVUE DE LA LITTÉRATURE

Dès le début de la mise en œuvre de ce projet, il est apparu que plusieurs domaines devaient être approfondis pour la conception du système d'alimentation hybride. Tout d'abord, de l'information sur la génération et la distribution électrique d'un aéronef doit être trouvée afin de bien comprendre les particularités se trouvant dans les appareils. Par la suite, puisque le nouveau système hybride d'alimentation de secours est conçu pour un avion de type plus électrique, il est important de trouver des renseignements sur ce type d'aéronef. Finalement, de l'information sur l'assemblage éolien (assemblage RAT) du système d'alimentation d'urgence doit être obtenue. Ces informations sont nécessaires pour bien modéliser l'éolienne et le générateur d'urgence de l'avion.

1.1 Architecture électrique des aéronefs

Pour faire un travail adéquat sur le système d'urgence d'un aéronef, il est important de bien comprendre la distribution électrique et les divers systèmes utilisés dans l'aviation commerciale. La recherche d'informations est effectuée sur les avions de Bombardier Aéronautique (B.A.) puisque ce mémoire traite de ces avions. Suite à la lecture de maints documents techniques [2] [3] [7] [8] [9] divers renseignements sont trouvés. Tout d'abord, la tension ca dans l'avion Global Express de B.A. est produite par l'intermédiaire de quatre générateurs à fréquence variable (VFG). Deux générateurs sont mécaniquement couplés au moteur gauche et il en est de même pour les deux autres générateurs qui sont couplés au moteur droit. Les paramètres de chacun des générateurs est 200V, 40kVA, 3 phases, 324-596Hz L'autre élément alimentant le réseau ca de l'avion est le groupe auxiliaire de puissance (APU). Ce générateur se trouvant dans le cône de la queue, alimente l'appareil en électricité lorsque ce dernier est au sol. Il peut aussi être utilisé lors d'une situation d'urgence au cours d'un vol. Cependant, un autre système doit être disponible puisque le démarrage de l'APU n'est aucunement garanti en altitude. Ce système est l'assemblage *ram air turbine* (RAT), ce dernier est utilisé lorsqu'il y a un problème avec l'alimentation électrique ou s'il y

a une perte des moteurs. Le rôle du générateur du RAT est de fournir en tension le bus ca essentiel (AC ESS BUS) de l'appareil au cours de la situation d'urgence. La turbine éolienne du RAT du Global Express est aussi couplée à une pompe hydraulique qui alimente le système hydraulique numéro 3 (SYSTEM 3). La tension cc de 28V est quant à elle fournie par quatre unités transformateur-redresseur (TRU) de 150A. Ces unités (TRU 1, TRU 2, ESS TRU 1, ESS TRU 2) sont branchées sur le réseau ca. En plus de ces quatre unités, la tension cc peut être produite par deux batteries nickel-cadmium (Ni-Cd) se trouvant à l'intérieur de l'avion ou bien par les batteries de l'APU. Les batteries Ni-Cd sont utilisées en paire en situation d'urgence et elles peuvent fournir l'aéronef en puissance cc pour un minimum de 15 minutes. De plus, elles fournissent l'entièreté de la puissance électrique avant que le RAT soit actif ou lorsque la vitesse de l'appareil n'est plus suffisante pour faire tourner la turbine éolienne. Chacune des batteries possède son propre chargeur, le chargeur la maintient en tout temps à pleine charge lors de conditions de vol normales. Lors d'une situation d'urgence seulement le bus d'urgence (DC EMERGENCY BUS), le bus des batteries (BATT BUS) et le bus essentiel (DC ESS BUS) demeurent actifs. La Figure 1.1 montre le système de génération et de distribution électrique (EPGDS) du Bombardier Global Express.

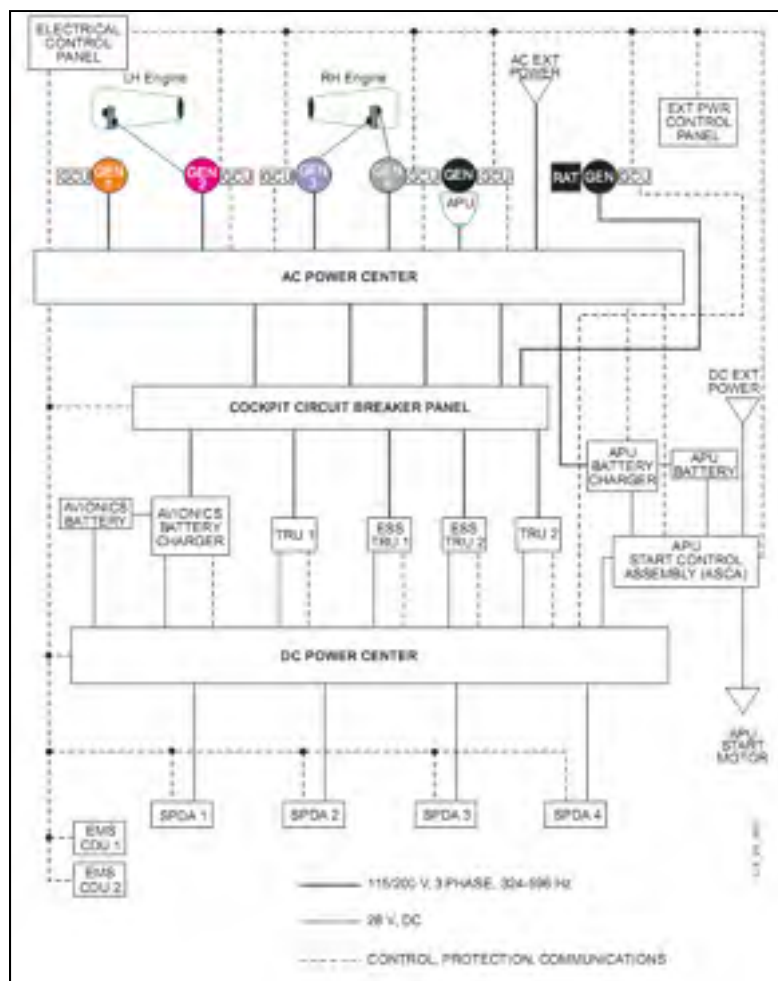


Figure 1.1 EPGDS du Bombardier Global Express
Tirée de Instruction manual Bombardier
Global Express : Electrical (2011, p. 4)

Les diagrammes détaillés de la distribution électrique du réseau ca et du réseau cc sont fournis à l'ANNEXE I.

1.2 Avion plus électrique

Alors que la compétition devient de plus en plus grande dans le monde du transport aérien, la marge de profit des transporteurs devient de plus en plus faible. En ajoutant à cela le prix du carburant qui augmente, il est maintenant plus difficile pour les compagnies d'engendrer des profits. Une nouvelle approche de conception des aéronefs est alors envisagée par les

manufacturiers pour permettre une réduction des coûts d'exploitation et de maintenance. Effectivement, ces coûts sont hautement problématiques puisqu'à long terme ce sont eux les plus dommageables pour les transporteurs aériens. L'avion plus électrique (MEA) est une nouvelle façon de concevoir le système d'alimentation des aéronefs [6]. Comme son nom l'indique, ce concept met en œuvre une approche plus électrique pour l'alimentation en énergie de plusieurs composantes. Cette nouvelle façon de faire est avantageuse puisqu'elle permet de remplacer les alimentations hydrauliques centralisées dans les aéronefs. En effet, un avion de ce type utiliserait des actionneurs de type électro-hydraulique (EHA). La particularité de ces actionneurs est qu'ils possèdent une alimentation hydraulique locale. La Figure 1.2 et la Figure 1.3 montrent les différences entre la distribution de puissance conventionnelle et celle dans les avions futurs aéronefs de type MEA.

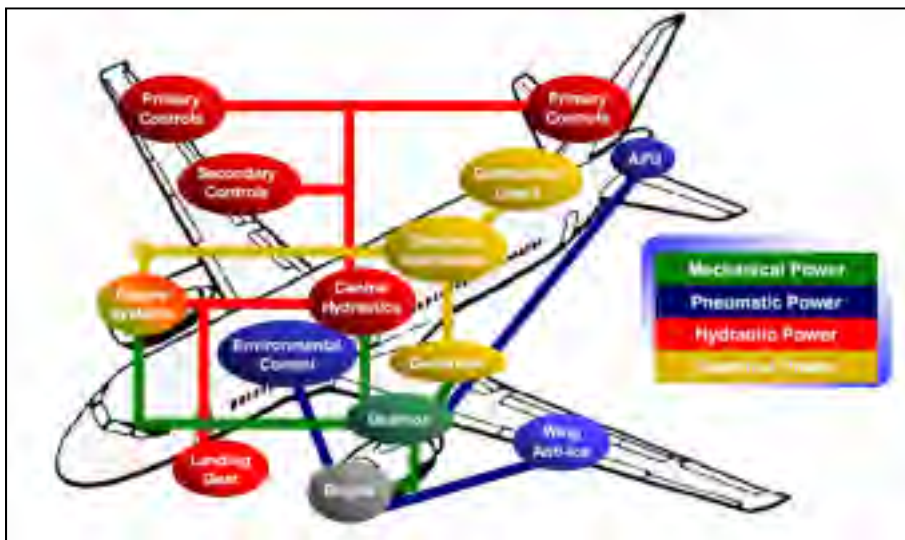


Figure 1.2 Distribution de puissance conventionnelle dans un aéronef
Tirée de Faleiro (2005, p. 36)

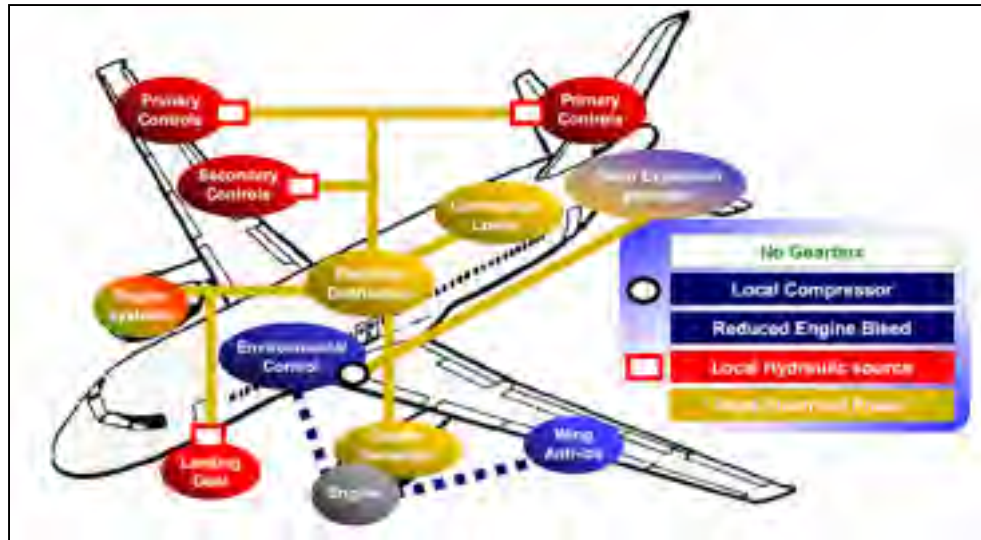


Figure 1.3 Distribution de puissance possible dans un aéronef de type MEA
Tirée de Faleiro (2005, p. 37)

En observant les deux figures, on aperçoit que l'énergie électrique est beaucoup plus utilisée dans l'avion de type MEA. En fait, son utilisation consiste surtout à amener la puissance et les signaux de contrôle aux diverses composantes. On constate que les contrôles primaires et secondaires ainsi que le train d'atterrissage possèdent maintenant des sources d'énergie hydraulique locales. Moins de tuyauterie hydraulique est donc nécessaire. De plus, moins de pièces mécaniques mobiles sont utilisées puisqu'aucune boîte de transmission n'est maintenant nécessaire au bon fonctionnement de l'appareil. Ces particularités amènent des coûts de maintenance moins élevés pour les futurs opérateurs des avions plus électriques.

Cependant, bien que les coûts de maintenance peuvent être moins grand grâce à cette nouvelle approche, il peut en être tout autre des coûts d'exploitation des aéronefs de type MEA. En effet, il est important que les futurs avions de ce type possèdent des convertisseurs énergétiquement efficaces. C'est-à-dire qu'ils ne doivent pas produire de grandes pertes de chaleur puisque cela entraîne un surdimensionnement des systèmes de refroidissement. Des systèmes de refroidissement trop volumineux entraînent une augmentation du poids de l'aéronef et par le fait même une augmentation de la consommation de carburant. En effet, bien que la tuyauterie hydraulique ne soit plus présente sur un MEA, des études ont prouvé

que des convertisseurs électriques mal dimensionnés amènent une masse supérieure à un avion de type standard où le système hydraulique central est présent. Donc, l'avion MEA offre une réduction de la consommation du carburant seulement si les convertisseurs sont très efficaces. Aussi, ces avions coûteront moins chers à produire à mesure que les nouvelles technologies des actionneurs EHA et de l'électronique de puissance évoluent. Le but ultime étant de faire un avion complètement électrique où les systèmes hydrauliques sont localisés et où les systèmes pneumatiques sont absents.

1.3 Assemblage RAT

Peu d'informations sont disponibles sur les systèmes d'alimentation d'urgence dans les aéronefs. En effet, seulement quelques schémas du système d'alimentation d'urgence ont été fournis par Bombardier Aéronautique. De plus, les données techniques de l'éolienne et du générateur électrique sont maintenues confidentielles par les manufacturiers. Cependant, après maintes recherches, la thèse d'un étudiant de Toulouse se trouve être la meilleure source d'information pour la modélisation de l'assemblage RAT. Au cours de cette thèse [1], l'auteur développe un modèle de type *Bond Graph* du RAT tout en présentant les diverses particularités du système d'alimentation de secours. La Figure 1.4 illustre l'assemblage RAT standard.

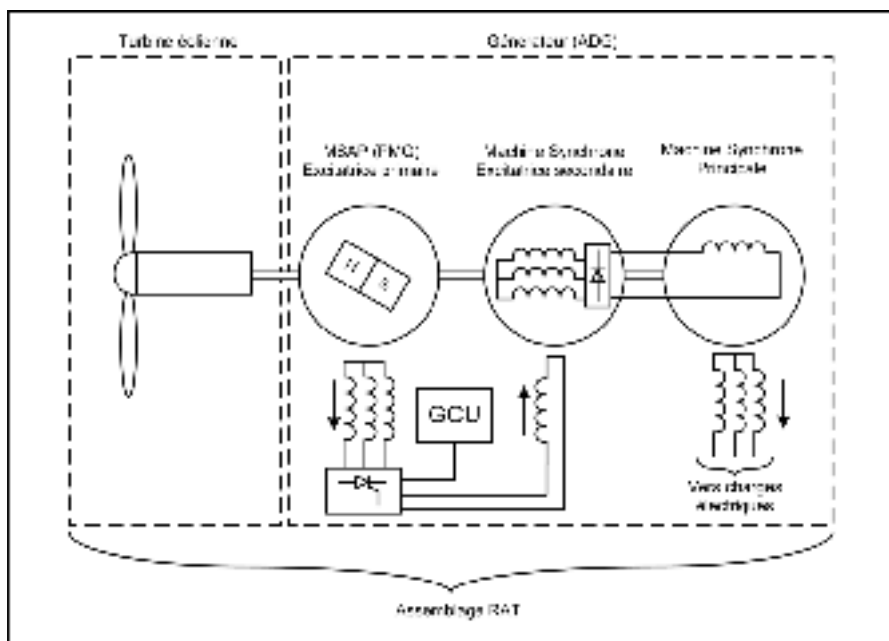


Figure 1.4 Schéma de principe de l'assemblage RAT

Tout d'abord, l'auteur discute du type de régulation de vitesse. Une régulation de vitesse s'effectue sur le RAT de l'aéronef grâce à un système de calage des pales de manière passive. Cela signifie qu'un système mécanique effectue la régulation de vitesse, peu importe la source de la perturbation (vitesse du vent, modification de la charge). La régulation fonctionne à l'aide d'un système à ressort qui ajuste automatiquement l'angle des deux pales de l'éolienne. Ce système est représenté à la Figure 1.5.

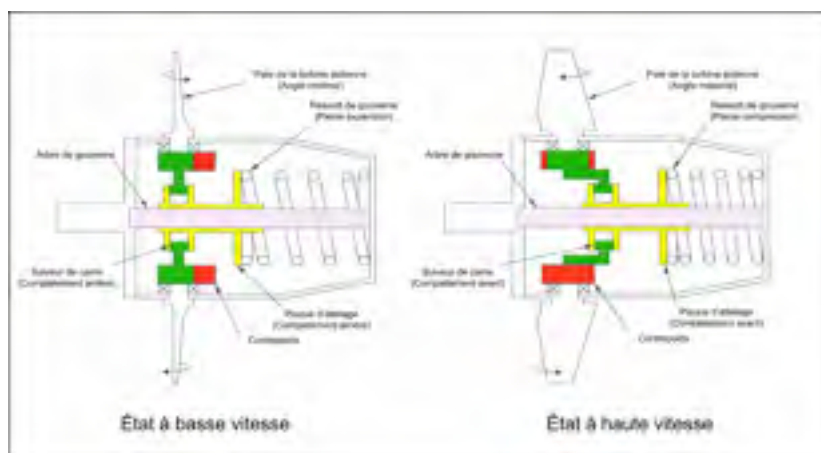


Figure 1.5 Système de régulation de vitesse du RAT
Obtenue de Hamilton Sundstrand

Le ressort est calibré pour que la vitesse nominale de l'éolienne soit maintenue en ajustant l'angle des pales. Le principe de fonctionnement est que si la vitesse de l'éolienne augmente, les pales ont tendance à devenir perpendiculaires au sens de rotation de la turbine. Au contraire, si la vitesse diminue, le ressort se décompresse et les pales reviennent parallèles au sens de rotation de la turbine. Cette technologie a l'avantage d'être simple, efficace et robuste.

La régulation de vitesse par calage des pales a pour effet que la vitesse ne peut être régulée que si la vitesse de la turbine éolienne est égale ou supérieure à sa valeur nominale. En effet, l'angle des pales sera égal à l'angle de butée si la perturbation n'est pas assez grande pour un ajustement de l'angle. La Figure 1.6 illustre ce phénomène.

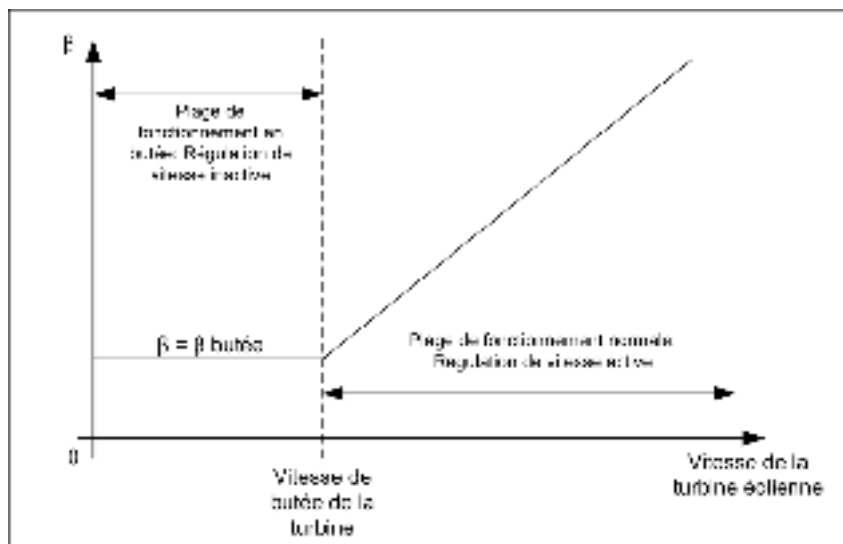


Figure 1.6 Principe de fonctionnement de la régulation de vitesse du RAT

Ensuite, on observe à la Figure 1.7 que le générateur éolien (ADG) est composé de trois machines électriques, soit une première excitatrice qui est une machine synchrone à aimants permanents, une deuxième excitatrice qui est une machine synchrone à rotor bobiné et le générateur principal qui est aussi une machine synchrone à rotor bobiné.

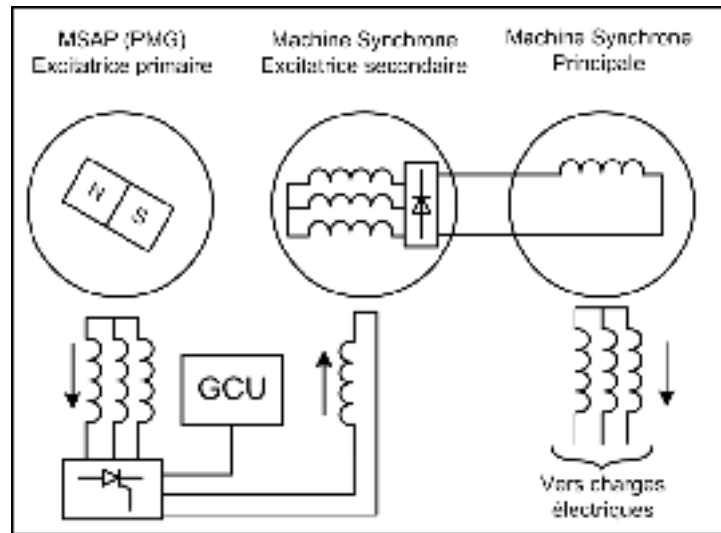


Figure 1.7 Schéma de principe de l'ADG

On aperçoit que les trois machines sont couplées à l'arbre de transmission de la turbine. Une première excitatrice à aimants permanents fournit l'énergie au rotor de l'excitatrice secondaire par l'intermédiaire d'un pont de thyristors triphasé asservi par l'unité de contrôle du générateur (GCU). Ensuite, la tension produite par l'excitatrice secondaire est redressée pour alimenter l'inductance du rotor de la machine synchrone principale. Cette machine fournit l'énergie électrique aux charges essentielles lors d'une situation d'urgence.

En plus de l'information provenant de cette thèse, diverses informations ont pu être tirées de la documentation fournie par Bombardier Aéronautique [2] [3] [4] [5]. Ces documents fournissent principalement des spécifications du RAT pour le Bombardier Global Express et pour le CRJ. Le document [3] est valable pour savoir si le modèle du RAT développé correspond au monde réel. Effectivement, ce rapport possède des courbes de données prises lors d'un test de vol où l'assemblage RAT fût mis à contribution de manière agressive. Le rapport [5] contient les caractéristiques électriques des différentes charges à bord du CRJ-900. Ces données sont utiles afin de bien modéliser les charges électriques lors des simulations.

CHAPITRE 2

PRÉSENTATION DU NOUVEAU CONCEPT

2.1 Introduction

Ce chapitre traite de plusieurs points importants permettant de bien comprendre les divers éléments du projet de maîtrise. Tout d'abord, la problématique du système électrique d'alimentation d'urgence dans les aéronefs de type MEA est exposée. Par la suite, il est important de présenter les particularités spécifiques des aéronefs Bombardier Global Express et CRJ-900. En effet, les données obtenues de Bombardier Aéronautique concernent ces deux appareils. Il est donc justifié que la nouvelle conception du système hybride d'alimentation de secours se base sur ces modèles d'aéronefs. Suite à l'analyse des divers paramètres, un choix de caractéristiques est fait afin de développer un modèle de simulation d'un assemblage RAT. Finalement, la conception du nouveau système hybride d'alimentation d'urgence est présentée. Le choix des éléments du système est expliqué et les principes de commandes et d'asservissements de l'alimentation hybride de secours sont exposés.

2.2 Mise en contexte de la problématique

De nos jours, de plus en plus d'équipements électriques sont présents dans les aéronefs. En effet, que l'on pense aux systèmes de navigations, d'aides au pilotage, de déglaçages et de divertissements pour en nommer que quelques-uns. Tous ces systèmes requièrent une demande en puissance électrique plus grande. De plus, divers équipements mécaniques alimentés par une pompe hydraulique vont évoluer de manière qu'ils vont devenir seulement électriquement opérables. Ces actuateurs de type électro-hydrostatique (EHA) ont besoin d'une puissance électrique plus grande que les actuateurs existants. En effet, ces actuateurs possèdent leur propre pompe hydraulique locale, cela permet la suppression de la pompe hydraulique centrale de l'aéronef. La suppression de cette pompe donne la possibilité d'éliminer de grandes distances de tuyauterie hydraulique, ce qui engendre une réduction des coûts de maintenance ainsi que du poids de l'avion. Cette perte de masse produit un aéronef

plus écologique, car la consommation en carburant est moins élevée. Conséquemment, cela est aussi un gain économique, puisque le poids épargné signifie qu'un plus grand nombre de passagers peut monter dans l'avion.

Pour répondre à cette demande en énergie plus grande, les systèmes électriques des avions futurs doivent être revues et corrigés. Il en est de même pour le système électrique d'urgence des aéronefs.

2.3 Système électrique d'urgence existant dans les aéronefs de B.A.

Le système électrique d'urgence existant dans les avions de types Global Express et CRJ de Bombardier Aéronautique est composé de deux éléments principaux. Tout d'abord, les accumulateurs Ni-Cd qui ont pour rôle de fournir l'énergie aux systèmes importants de l'aéronef. Ces derniers sont employés en situation d'urgence avant que l'éolienne de secours ne soit déployée ou si cette dernière ne peut être déployée. L'autre élément du système de secours est l'assemblage RAT, tout dépendamment de l'avion, la turbine éolienne peut être couplée à un générateur électrique triphasé 400Hz, à une pompe hydraulique ou bien aux deux. Dans le cas des avions étudiés dans ce mémoire, soit le Global Express et le CRJ-900, deux configurations sont analysées.

2.3.1 Configuration RAT du Bombardier Global Express

La turbine éolienne du Global Express est couplée à un générateur synchrone triphasé de 9kVA, fournissant une tension de 200V et opérant à une fréquence nominale de 400Hz ± 75 Hz [2]. De plus, l'arbre de la turbine se prolonge jusqu'à une pompe hydraulique. La Figure 2.1 et la Figure 2.2 montrent la configuration de l'assemblage RAT du Bombardier Global Express.

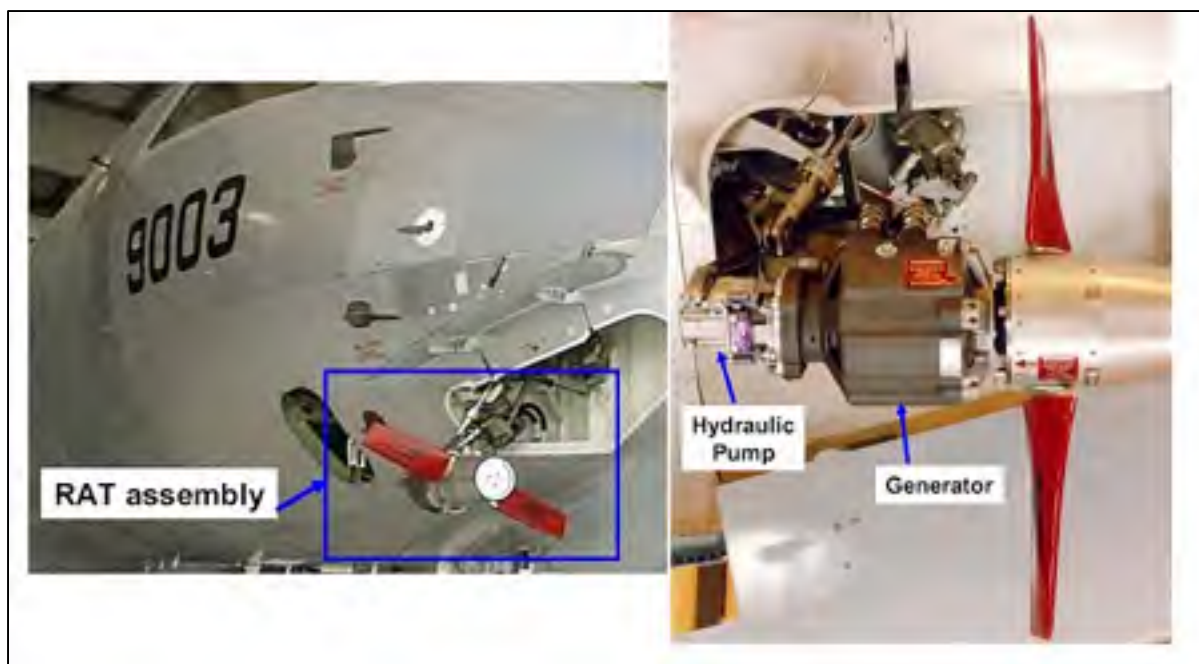


Figure 2.1 Assemblage RAT du Bombardier Global Express
Obtenue de Bombardier Aéronautique

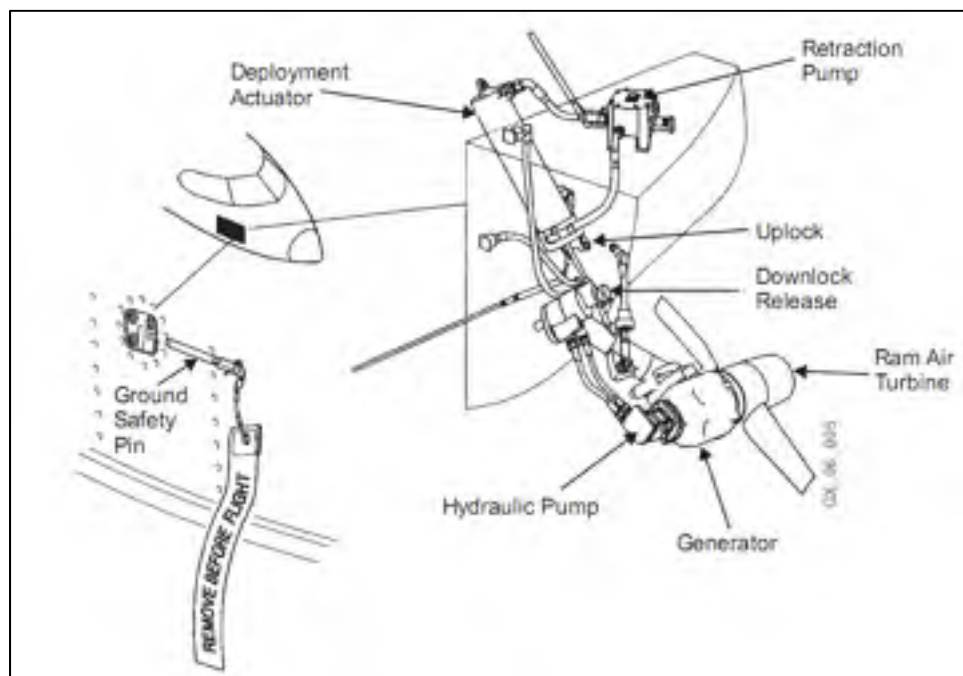


Figure 2.2 Plan de l'assemblage RAT du Bombardier Global Express
Tirée de Instruction manual Bombardier
Global Express : Electrical (2011, p. 6)

Le rôle de la pompe hydraulique de secours est d'actionner les éléments hydrauliques qui se trouvent sur le réseau hydraulique SYSTEM NO. 3. Plus de détails sur les circuits hydrauliques du Bombardier Global Express se retrouvent à l'ANNEXE III. Le rôle du générateur du RAT est de contrôler les actionneurs essentiels lors d'une situation d'urgence. Il alimente aussi divers systèmes de navigation, ordinateurs de bord et plusieurs autres éléments indispensables au bon fonctionnement de l'appareil au cours d'une situation de vol précaire.

Il est important de spécifier que l'assemblage RAT du Bombardier Global Express ne peut être déployé que dans une certaine enveloppe de vol. Cette enveloppe se situe entre 145 et 405 kts et elle est illustrée à la Figure 2.3.

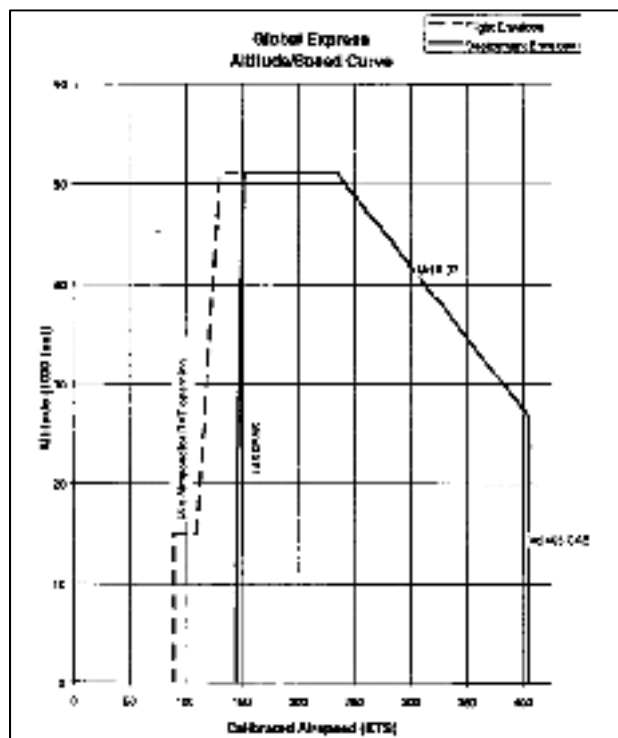


Figure 2.3 Courbe altitude/vitesse du déploiement de l'assemblage RAT du Bombardier Global Express
Tirée de Global Express ram air turbine (RAT) system specification (1999, p 9)

De plus, en dessous d'une vitesse d'environ 147 kts l'énergie mécanique développée par la turbine éolienne est envoyée seulement à la pompe hydraulique.

2.3.2 Configuration RAT du Bombardier CRJ-900

La configuration de l'assemblage RAT du Bombardier CRJ-900 est quelque peu différente de celle des aéronefs de type Global. En effet, la turbine éolienne du CRJ-900 est seulement couplée à un générateur électrique. Cependant, une pompe hydraulique pour les conditions d'urgences existe même si cette dernière n'est pas couplée à l'arbre de l'éolienne. En effet, elle se retrouve à l'intérieur du fuselage et elle est alimentée électriquement par le générateur de secours. Comme dans le cas du Global Express, les charges hydrauliques essentielles sont actionnées par cette pompe. L'éolienne et l'ADG sont directement reliés entre eux sans qu'aucune boîte de vitesse se retrouve entre les deux. Le générateur est de type synchrone et il possède six pôles. Sa puissance nominale est de 15kVA et il fournit une tension triphasée de 200V ca à une fréquence de 400Hz \pm 40Hz [13]. La Figure 2.4 et la Figure 2.5 démontrent l'assemblage RAT des avions de la gamme CRJ de Bombardier.



Figure 2.4 Assemblage RAT de la gamme Bombardier CRJ
Tirée de Airliners.net

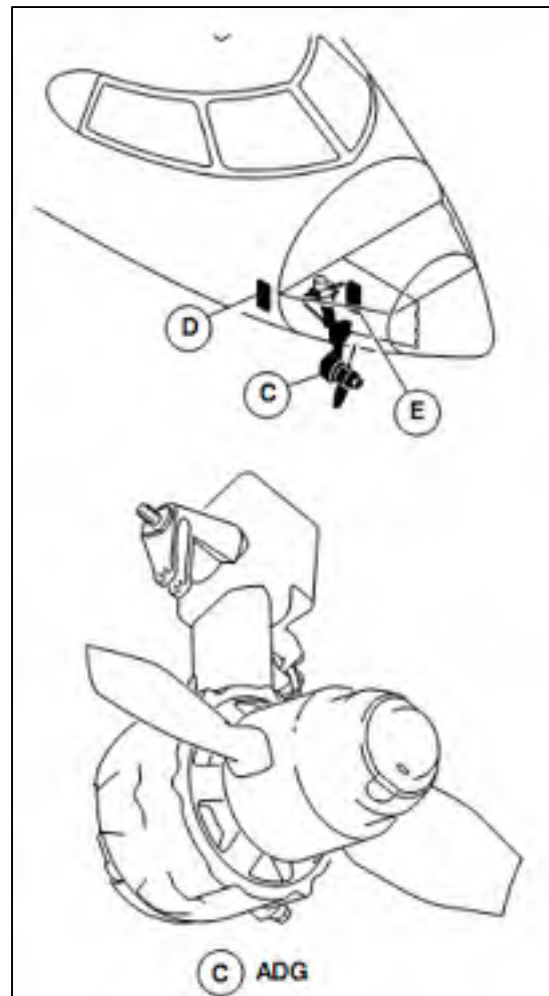


Figure 2.5 Plan de l'assemblage RAT de la
gamme Bombardier CRJ-700/900/1000
Tirée de CRJ700/900/1000 aircraft
maintenance manual (2009, p. 7)

En plus d'alimenter les charges hydrauliques critiques de l'aéronef, le générateur alimente aussi diverses charges essentielles lors du vol d'urgence. Par exemple les outils de navigations, les commandes de vols, les systèmes embarqués, les ordinateurs de bord, les éléments d'éclairage, ainsi que divers capteurs et détecteurs.

2.4 Choix des caractéristiques pour le modèle de simulation de l'assemblage RAT

En observant les deux configurations préalablement présentées à la section 2.3 du document, on remarque quelques différences de conception entre les deux appareils. De plus, certaines informations sont disponibles pour un modèle d'aéronef et non sur l'autre. Cela n'empêche pas que l'assemblage RAT fonctionne d'une manière très semblable pour les deux aéronefs. Cependant, un choix de paramètres est fait dans le but de concevoir un modèle de simulation représentatif le plus possible de la réalité.

Tout d'abord, des paramètres mécaniques doivent être établis. Premièrement, une enveloppe d'opération du RAT est définie. Puisque l'information à ce sujet se retrouve essentiellement dans le document du Global Express [2], on choisit les caractéristiques de cette enveloppe. Alors, le déploiement du RAT se produit si la vitesse de l'avion est supérieure ou égale à 145 kts et si elle est inférieure à 405 kts. La régulation de vitesse de l'ADG est exécutée de la même manière pour les deux modèles. Cette régulation, qui est par le fait même la régulation de la fréquence de la tension de sortie, est effectuée de façon mécanique grâce à l'angle d'attaque des pales de la turbine éolienne. Cependant, aucun document ne donne d'informations sur l'angle de buté et l'angle maximal. On suppose donc un angle minimal de 0 degré et un angle maximal de 90 degrés.

Le modèle possède aussi des paramètres électriques dont les valeurs choisies à partir de la documentation sont les suivantes. Le générateur principal de l'ADG est une machine synchrone à rotor bobiné de 6 pôles. La puissance sélectionnée est de 15kVA puisque la conception du système hybride est faite pour un avion de type MEA et aussi puisque seulement un test pratique de l'ADG d'un aéronef de classe CRJ était fourni par Bombardier [3]. La fréquence nominale de l'ADG est de 400Hz avec un écart de fréquence possible de plus ou moins 40Hz. Aussi, la tension de sortie de l'ADG est régulée en ajustant le courant d'excitation du générateur synchrone. Le Tableau 2.1 présente les différents paramètres utilisés pour la modélisation de l'assemblage RAT pour la nouvelle conception du système d'alimentation d'urgence.

Tableau 2.1 Caractéristiques pour le modèle de simulation de l'assemblage RAT

Spécifications mécaniques	
Puissance mécanique	15kW
Type de régulation	Ajustement de l'angle des pales
Angle de butée des pales	0 degré
Angle de maximum des pales	90 degrés
Enveloppe de déploiement	145 - 405 kts
Spécifications électriques	
Type de générateur	Machine synchrone à rotor bobiné
Puissance électrique	15kVA
Nombre de phases	3
Tension	200V
Fréquence nominale	400Hz
Déviations en fréquence	±40Hz
Nombre de pôles	6
Vitesse nominale	8000RPM
Déviations en vitesse	±800RPM
Régulation de tension	Ajustement de la tension d'excitation du générateur

2.5 Nouvelle conception hybride du système d'alimentation d'urgence

Puisque la demande en énergie électrique augmente dans les nouveaux aéronefs, le système d'alimentation d'urgence doit être amélioré. Pour augmenter la puissance délivrée par le système, la taille de l'éolienne peut être augmentée. Cependant, il faut considérer que l'assemblage RAT doit prendre place à l'intérieur du fuselage lorsque les conditions de vol sont normales. Il est alors difficile d'envisager cette option pour les avions de petites et moyennes tailles en raison du manque d'espace à l'intérieur du fuselage. L'augmentation de la taille de l'éolienne devient aussi problématique pour les gros porteurs. En effet les pales du RAT de l'Airbus A380 font déjà environ 1,63m de diamètre [11] [12]. Deux possibilités s'offrent alors pour améliorer le système d'alimentation d'urgence. Soit ajouter une source d'énergie en parallèle avec le générateur existant ou bien complètement remplacer le système éolien par une autre source électrique. L'option deux, le remplacement de la turbine éolienne

et du générateur, est étudiée dans une thèse dans le cadre du projet CRIAQ ENV405. Ce mémoire traite de la première option, soit celle envisageable à plus court terme, l'ajout d'une source d'énergie en parallèle avec l'assemblage RAT existant.

2.5.1 Choix de la source d'énergie parallèle à l'assemblage RAT

Un type d'accumulateur doit être choisi pour être mis en parallèle avec l'assemblage RAT. Cette source doit être capable de fournir une grande quantité d'énergie sur une période prolongée. En effet, ces batteries doivent être utilisées lors des phases d'atterrissage et d'évacuation des passagers. Effectivement, au cours de ces périodes la vitesse de l'avion n'est pas assez grande pour faire tourner la turbine éolienne. En ajoutant des accumulateurs, les batteries Ni-Cd existantes ne seraient plus les seules sources d'énergie disponibles alors que l'éolienne ne peut tourner. Pour choisir la nouvelle source d'énergie, on peut regarder la densité d'énergie de divers accumulateurs à la Figure 2.6.

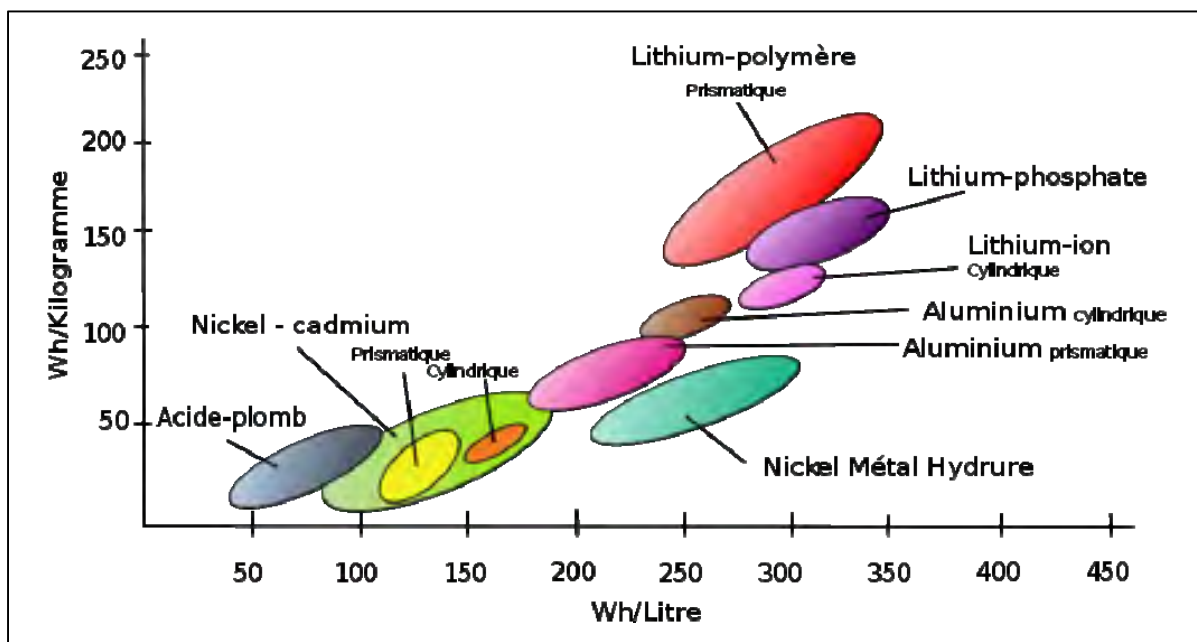


Figure 2.6 Densité d'énergie de divers accumulateurs
Tirée de Wikimedia commons. (2010, En ligne <http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Secondary_cell_energy_density-fr.svg?uselang=fr>)

En observant ce graphique, on constate que les batteries Ni-Cd présentement utilisées dans l'avionique sont peu efficaces. Effectivement, elles occupent un volume important et possèdent une masse élevée comparativement à l'énergie qu'elles peuvent fournir. En regardant les caractéristiques des accumulateurs aux ions de lithium (Li-Ion), on remarque qu'elles offrent une énergie sensiblement deux fois plus grande pour le même espace occupé. De plus, il apparaît qu'il en est de même pour le facteur massique. Un autre point en faveur des batteries Li-Ion est que ce type de batteries est privilégié dans les voitures hybrides et électriques. Alors, plusieurs recherches s'effectuent encore à ce jour pour qu'elles puissent offrir une plus grande densité d'énergie dans un futur rapproché. Aussi, ce type d'accumulateur offre une perte de charge minimale au repos et il ne possède pas d'effet mémoire. La source d'énergie choisie pour venir en aide au système existant est donc un banc d'accumulateurs Li-Ion. Le banc d'accumulateurs aidera l'ADG au cours des périodes transitoires et principalement il permettra au système d'alimentation d'urgence de fournir une puissance électrique moyenne plus grande. De plus, l'ajout des nouveaux accumulateurs permet de dimensionner à la baisse ou de carrément supprimer les batteries Ni-Cd existantes à l'intérieur de l'aéronef.

2.5.2 Fonctionnement de la conception hybride du système d'alimentation de secours

Cette section a pour objectif d'éclaircir deux aspects de la conception hybride du système d'alimentation de secours. Le premier point est l'architecture du nouveau système. C'est-à-dire la disposition des nouvelles composantes à l'intérieur du système d'alimentation d'urgence existant. Le deuxième aspect est l'asservissement conçu afin d'intégrer les nouvelles composantes au système nouvellement créé.

2.5.2.1 Architecture du système

Un premier problème se pose lorsque l'on veut intégrer un banc d'accumulateurs à l'assemblage RAT existant. En effet, les tensions des deux éléments ne sont pas du même type. Les batteries fournissent une tension cc alors que l'ADG produit une tension ca. La tension des batteries est donc transformée pour être compatible à celle de l'ADG. Pour ce faire, deux convertisseurs sont utilisés. Tout d'abord, puisque la tension des accumulateurs est de 48V cc et que la tension de l'ADG est de 200V ca, il est nécessaire d'augmenter le niveau de tension des accumulateurs Li-Ion. Aussi, dans les futurs avions de type MEA le niveau de tension 270V cc devient un standard, il est alors décidé d'augmenter la tension des batteries à ce niveau. Cela en prévision des changements futurs au système électrique de l'aéronef. Pour réaliser cette tâche, un convertisseur cc-cc abaisseur-élévateur bidirectionnel est utilisé pour créer le bus de tension de 270V cc. Ce convertisseur est choisi comme étant bidirectionnel pour permettre aux batteries de se charger et de se décharger au cours du vol en condition d'urgence. Ceci est un grand avantage comparativement au système conventionnel, puisque si la puissance nominale de l'ADG n'est pas requise, elle recharge les accumulateurs. Cette puissance peut être utilisée plus tard, par exemple lors de l'atterrissage d'urgence, un moment où l'aéronef ne se déplace pas assez rapidement pour faire tourner la turbine éolienne. Par la suite, le bus de tension 270V cc doit se mettre en parallèle avec le réseau ca de l'aéronef. Pour ce faire, un onduleur (convertisseur ca-cc) est employé comme deuxième convertisseur de puissance. Puisque la source de puissance mécanique (la vitesse de l'avion) de l'ADG n'est pas constante, la fréquence produite par l'ADG ne peut donc l'être. Cependant, il est important que la tension produite par l'onduleur soit en phase avec celle produite par l'ADG de l'aéronef. Pour répondre à cette contrainte, l'onduleur doit produire une tension ca synchronisée à celle produite par l'ADG. L'assemblage des deux convertisseurs de puissance permet au banc de batteries Li-Ion de s'intégrer au réseau ca de l'aéronef. Le schéma bloc du nouveau système est présenté à la Figure 2.7.

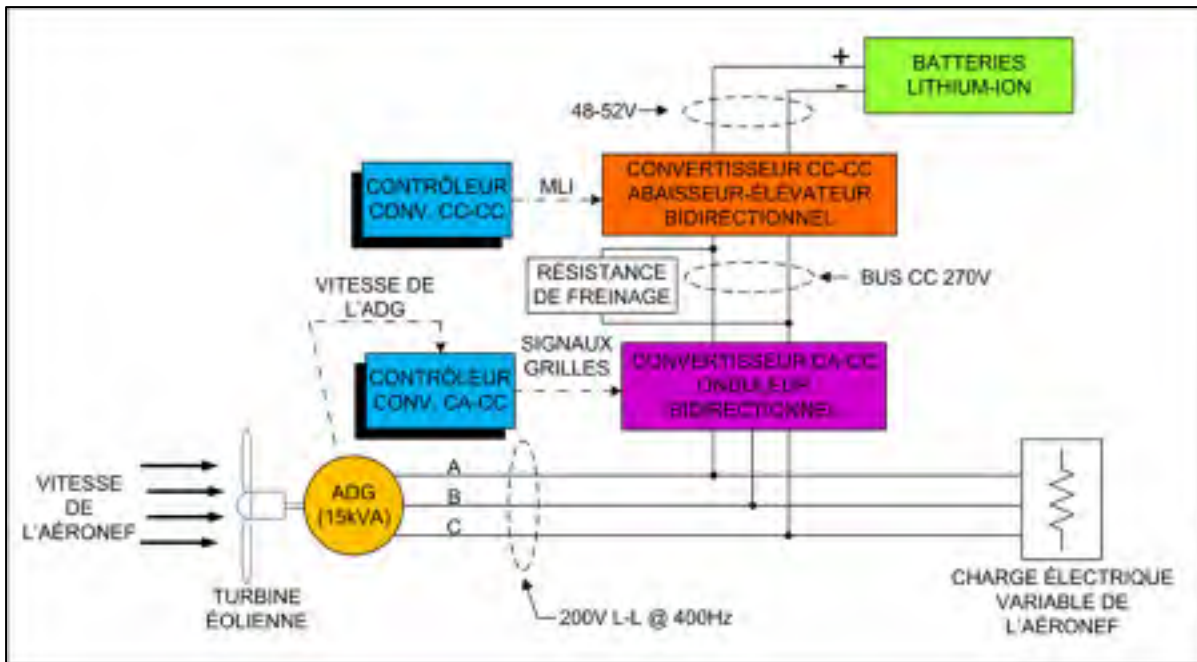


Figure 2.7 Schéma bloc de la nouvelle conception hybride du système d'alimentation d'urgence

2.5.2.2 Asservissement du système

L'énergie provenant des accumulateurs doit absolument être asservie par l'intermédiaire des deux convertisseurs puisqu'une particularité importante doit être respectée lors de la conception du système hybride. Effectivement, comme demandé par B.A., l'ajout des accumulateurs et des deux convertisseurs ne doit demander aucune modification majeure à l'assemblage RAT existant. À cause de cette obligation, seulement le courant et la tension ca fournis par l'ADG ainsi que la vitesse de l'excitatrice de l'ADG sont disponibles pour effectuer la gestion de l'énergie du nouveau système. Cette particularité est respectée dans la proposition présentée dans ce document.

La puissance que les batteries doivent apporter aux charges essentielles de l'aéronef est calculée à partir de la vitesse de la PMG du générateur. Si la vitesse de l'ADG diminue en dessous de sa vitesse nominale, cela signifie que le générateur est en train de décrocher. À ce moment, une puissance additionnelle doit être délivrée sur le réseau ca pour empêcher ce

phénomène. Le convertisseur cc-cc agit comme élévateur et l'écoulement de puissance est dirigé des batteries vers le réseau ca de l'avion à travers l'onduleur. Cela signifie que le banc de batteries se décharge à ce moment. Au contraire, si la vitesse de l'ADG devient plus importante que sa valeur nominale, cela signifie que le générateur fournit une puissance plus basse que sa valeur nominale. Cette puissance disponible s'écoule du réseau ca vers le bus cc et à travers le convertisseur cc-cc pour recharger les batteries Li-Ion.

L'onduleur est asservi en courant, c'est-à-dire qu'il contrôle l'échange de courant entre le bus de tension 270V cc et le réseau ca 400Hz de l'avion. Le rôle du convertisseur cc-cc est de maintenir le bus 270V cc à ce niveau en tout temps. De plus, la régulation intègre une boucle de courant dans le but de limiter le courant maximal de charge et de décharge du banc de batteries. Aussi, dans l'éventualité où les batteries sont complètement chargées, la puissance excessive est envoyée dans une résistance de freinage. La résistance de freinage est aussi utilisée pour prévenir les surtensions sur le bus 270V cc. La Figure 2.8 illustre l'asservissement du système hybride d'alimentation d'urgence.

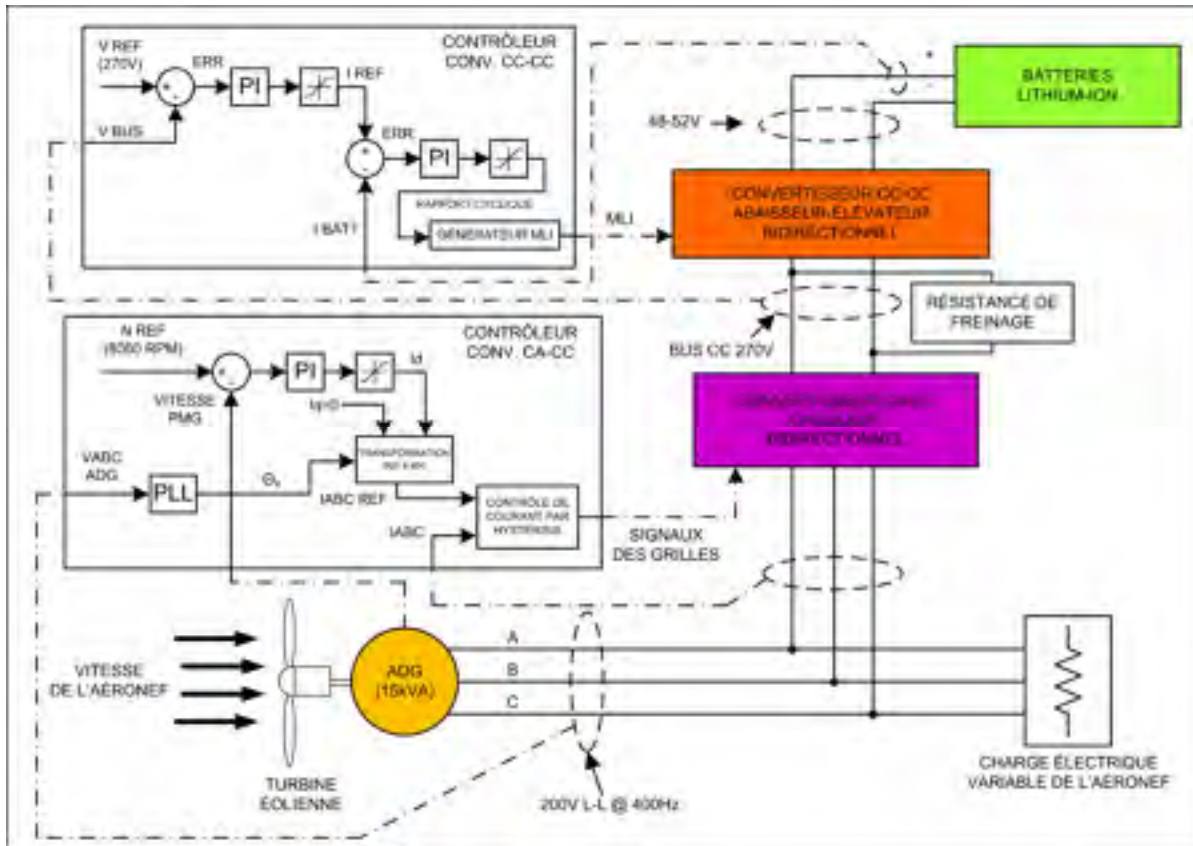


Figure 2.8 Schéma bloc de l'asservissement du système hybride d'alimentation d'urgence

2.6 Conclusion

Ce chapitre a permis de constater que la problématique que les nouveaux aéronefs de type MEA apportent au système d'alimentation d'urgence est possiblement surmontable. En effet, même si la taille de l'éolienne ne peut pratiquement être augmentée, une source d'énergie peut être ajoutée en parallèle à l'assemblage RAT. La nouvelle source électrique choisie est un groupe d'accumulateurs Li-Ion. En ajoutant cette source, il est possible de fournir une puissance électrique moyenne plus grande aux diverses composantes de l'avion. Cependant, deux convertisseurs sont nécessaires pour intégrer les accumulateurs au système électrique d'urgence existant. Le premier est un convertisseur cc-cc abaisseur-élévateur bidirectionnel. Son rôle est de créer un bus 270V cc à partir de la tension des batteries Li-Ion. Il abaisse aussi la tension du bus cc pour permettre aux batteries d'être rechargées. Le deuxième convertisseur est un onduleur triphasé. L'onduleur a pour principal objectif de convertir la

tension du bus cc en tension alternative de 200V. Ce dernier contrôle le courant le parcourant afin que la vitesse de l'ADG demeure nominale. La fréquence de la tension triphasée créée par l'onduleur est synchronisée à celle produite par l'ADG.

Aussi, une explication des assemblages RAT du Bombardier Global Express et du CRJ-900 a été faite au cours de ce chapitre. À partir des diverses données fournies par Bombardier, des paramètres ont été choisis afin que la construction du modèle de simulation du RAT puisse être faite. Maintenant que le nouveau système a été expliqué dans son ensemble et que les paramètres de bases du modèle de simulation de RAT ont été sélectionnés, il est possible de concevoir le système sur SimPowerSystems™ (SPS). Les modèles de simulation de toutes les composantes du système hybride d'alimentation d'urgence sont présentés au chapitre suivant.

CHAPITRE 3

PRÉSENTATION DES MODÈLES DE SIMULATION

3.1 Introduction

Ce chapitre traite des modèles de simulation construits pour représenter les éléments du nouveau système hybride d'alimentation de secours. Ces modèles sont tous construits à l'aide de l'outil de simulation Simulink® et de la librairie SPS. Le premier modèle présenté est l'assemblage RAT. L'explication du modèle est divisée en deux parties, soit celle portant sur la turbine éolienne et celle ayant comme sujet le générateur électrique. Pour chacune des parties, les détails de conceptions et les paramètres des éléments sont démontrés. Ensuite, le modèle construit pour représenter le banc de batteries Li-Ion est traité. Le modèle SPS utilisé est expliqué et les spécifications des accumulateurs choisis sont données. En troisième lieu, il est fait mention du convertisseur cc-cc et de sa topologie. Aussi l'explication du fonctionnement en régime permanent, l'analyse des équations d'ondulation et le dimensionnement des composants du convertisseur sont effectués. De plus, l'asservissement du convertisseur est expliqué en détail. Par la suite, les particularités du convertisseur ca-cc sont discutées. Le principe de fonctionnement est expliqué et le dimensionnement du filtre triphasé de sortie est effectué. Comme dans le cas du convertisseur cc-cc, l'asservissement du circuit est démontré et les gains de régulation sont trouvés. Finalement, le circuit de freinage et ses caractéristiques sont présentés. En plus de cela, le circuit contrôlant la résistance de freinage est développé. Son fonctionnement et son asservissement sont clairement expliqués.

3.2 Assemblage RAT

Pour parvenir à faire un modèle de simulation de l'assemblage RAT, il est important de diviser ce dernier en deux parties distinctes. Tout d'abord, il y a la partie mécanique qui consiste à modéliser la turbine éolienne. L'autre segment du modèle est le générateur électrique triphasé. L'assemblage RAT est modélisé selon les données et les descriptions obtenues de Bombardier Aéronautique. De plus, comme l'assemblage réel il possède les

mêmes intrants et extrants. La seule et unique entrée du modèle est la vitesse de l'aéronef. Cette vitesse est considérée comme étant égale à la vitesse frappant la turbine éolienne. En effet, il n'est pas nécessairement vrai que la vitesse de l'avion est égale à la vitesse du vent qui fait tourner l'éolienne. Cependant, aucun essai de vol mesurant la vitesse de l'éolienne n'existe. De plus, aucune étude sur l'incidence aérodynamique de l'aéronef sur la turbine n'a été faite. Voilà donc pourquoi la vitesse de l'appareil est choisie comme étant égale à la vitesse du vent touchant l'éolienne. Le modèle de l'assemblage RAT possède deux sorties. Soit, la tension triphasée au stator du générateur principal ainsi que la vitesse de rotation de la PMG. Le Tableau 3.1 indique l'entrée et les sorties de l'assemblage ainsi que l'unité et leur type de variable.

Tableau 3.1 Entrée et sorties de l'assemblage RAT

Description	Unités	Type de variable
Entrée		
Vitesse de l'aéronef	knots	double
Sorties		
Vitesse PMG	RPM	double
Tension ADG Phases ABC	volts	SPS

Grâce à l'établissement de l'entrée et des sorties du modèle et à partir des données recueillis jusqu'ici il est possible de définir le schéma de principe du modèle de simulation de l'assemblage RAT. Ce schéma est représenté par la Figure 3.1.

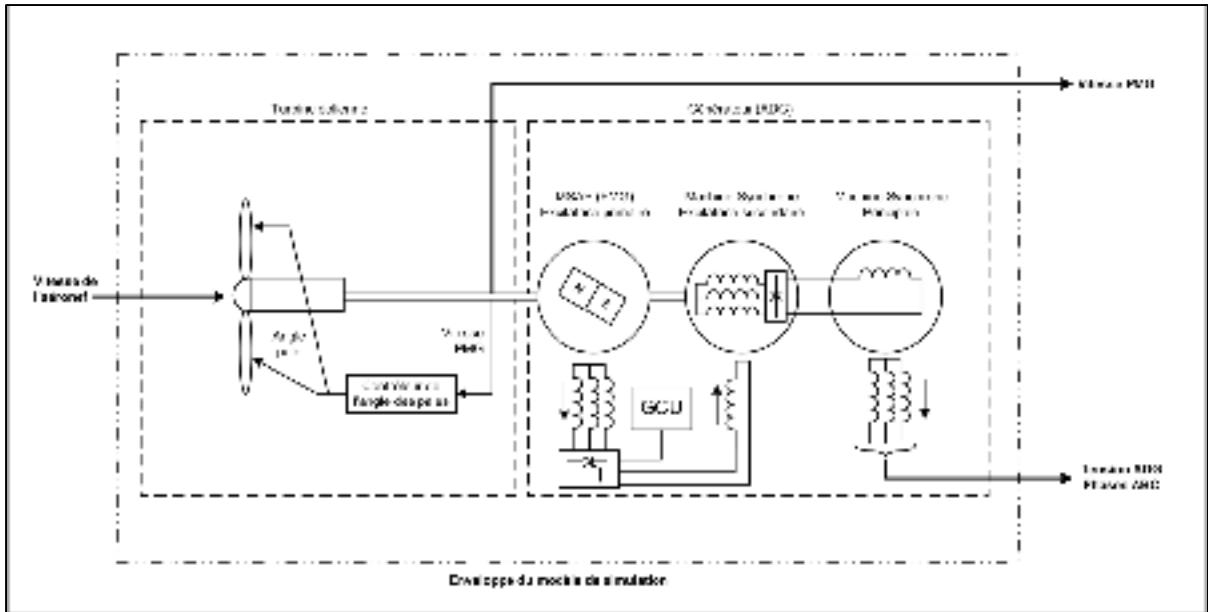


Figure 3.1 Schéma de principe du modèle de simulation de l'assemblage RAT

3.2.1 Turbine éolienne

La turbine éolienne est une composante majeure dans le système d'alimentation d'urgence d'un aéronef. Pour cette raison, il est important que le modèle Simulink®/SPS développé corresponde à la réalité. Cependant, cette tâche est ardue à cause du manque de données et de spécifications fournies par les fabricants. Pour parvenir à établir un modèle de la turbine éolienne, le travail est basé sur la thèse de Langlois [1]. Au cours de cette section portant sur la turbine éolienne, quatre sujets sont traités. Soit, l'environnement de la turbine, les caractéristiques aérodynamiques de la turbine, le système d'orientation des pales et la modélisation de la turbine éolienne.

3.2.1.1 Environnement de la turbine éolienne

Langlois [1] indique que l'environnement de l'assemblage RAT doit être pris en compte pour connaître la puissance mécanique produite par la turbine éolienne. L'environnement concerne la masse volumique de l'air et les pertes aérodynamiques causées par le fuselage de l'appareil. Comme expliquée précédemment, aucune étude n'existe sur l'incidence

aérodynamique que l'aéronef occasionne sur le RAT. Aussi, la séquence d'activation des charges essentielles fournie par B.A. se déroule dans une altitude entre 1500 et 5000 pieds. Entre ces deux altitudes, la différence de la masse volumique de l'air n'est pas significative comme le montre la Figure 3.2.

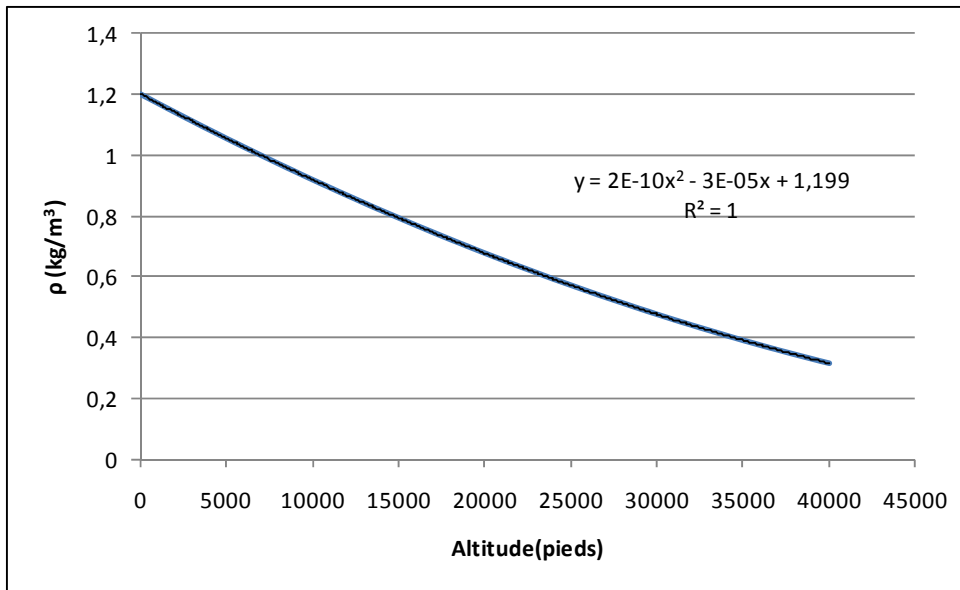


Figure 3.2 Masse volumique de l'air en fonction de l'altitude

La masse volumique de l'air n'est donc pas prise en compte dans la construction du modèle. Elle est choisie égale à $1,2 \text{ kg/m}^3$.

3.2.1.2 Caractéristiques aérodynamiques de la turbine éolienne

Pour modéliser l'éolienne de l'assemblage RAT, il faut définir l'équation de puissance que cette dernière peut amener au générateur électrique. Puisque la vitesse frappant la turbine est égale à la vitesse de l'aéronef, l'équation est :

$$P_{\text{éol}} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot v_{\text{aéronef}}^3 \cdot c_p(\lambda, \beta) \quad (3.1)$$

La surface de balayage de l'éolienne A est prise en compte dans l'équation de la puissance délivrée par l'éolienne. La surface balayée par la turbine éolienne s'exprime par l'équation :

$$A = \pi \cdot R_T^2 \quad (3.2)$$

Le coefficient de puissance de l'éolienne c_p s'exprime en fonction du coefficient de vitesse réduite. Ce coefficient est égal à λ et il est exprimé par :

$$\lambda = \frac{R_T \cdot \omega_T}{v_{aéronef}} \quad (3.3)$$

Aussi, puisque l'éolienne possède un système d'orientation des pales, l'angle de calage β à une incidence sur le coefficient de puissance.

Le coefficient de puissance d'une éolienne est difficile à obtenir, il est important de posséder les caractéristiques spécifiques à la turbine étudiée. Malheureusement, ces paramètres ne sont pas disponibles par l'intermédiaire de B.A. Il est donc impossible de construire un modèle de turbine éolienne spécifique à l'assemblage RAT étudié. Par contre, selon Langlois [1], les courbes d'une turbine éolienne d'un assemblage RAT sont semblables à celles des éoliennes de pleine grandeur à orientation des pales.

Un modèle de turbine éolienne avec calage des pales appelé *wind turbine* existe dans SPS [16]. Ce modèle qui fonctionne en p.u., utilise une équation générique pour obtenir la courbe du coefficient de puissance en fonction du coefficient de vitesse réduite et de l'angle de calage des pales. L'équation utilisée se trouve dans le livre de Heier [15] et elle est égale à :

$$c_p(\lambda, \beta) = c_1 \left(\frac{c_2}{\lambda_i} - c_3 \beta - c_4 \right) e^{\frac{-c_5}{\lambda_i}} + c_6 \lambda \quad (3.4)$$

Où :

$$\frac{1}{\lambda_i} = \frac{1}{\lambda + 0,08\beta} - \frac{0,035}{\beta^2 + 1} \quad (3.5)$$

Les valeurs des coefficients c_1 à c_6 sont présentés au Tableau 3.2.

Tableau 3.2 Valeurs des coefficients pour tracer la courbe du coefficient de puissance de la turbine éolienne du bloc SPS *wind turbine*

Coefficient	Valeur
C1	0,5176
C2	116
C3	0,4
C4	5
C5	21
C6	0,5176

Les courbes du coefficient de puissance de l'éolienne en fonction du coefficient de vitesse réduite dépendamment de l'angle de calage sont montrées à la Figure 3.3.

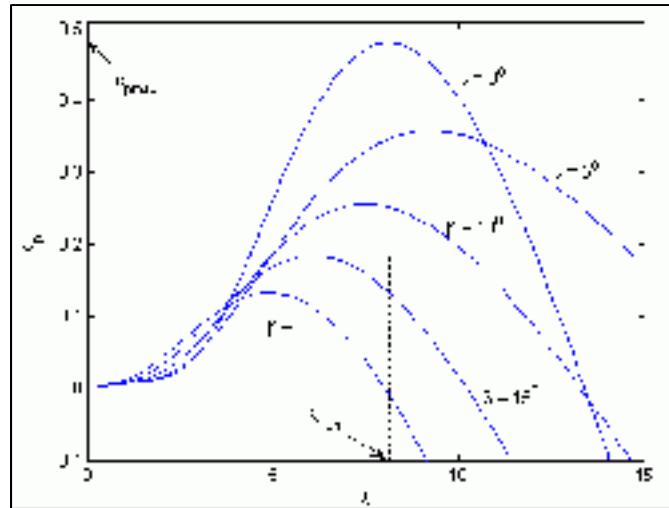


Figure 3.3 Bloc SPS *wind turbine* : Coefficient de puissance en fonction du coefficient de vitesse réduite
 Tirée de Matlab R2011b documentation: SimPowerSystems (2011, En ligne. <<http://www.mathworks.com/help/toolbox/phymod/powersys/ref/windturbine.html>>)

En comparant les courbes du c_p du bloc *wind turbine* de SPS (Figure 3.3) à celles d'un assemblage RAT d'un Airbus A330 (Figure 3.4), on observe que les formes des courbes sont semblables.

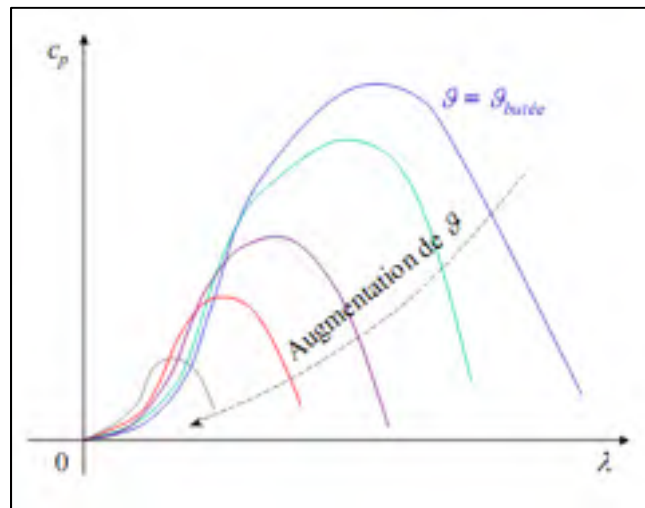


Figure 3.4 Turbine éolienne d'un Airbus A330 : Coefficient de puissance en fonction du coefficient de vitesse réduite ($\vartheta = \beta$)
 Tirée de Langlois (2006, p 283)

Effectivement, si on élimine la courbe où l'angle β est égal à zéro sur la Figure 3.3, les courbes sont de mêmes allures à mesure que l'angle des pales augmente. À partir de cette constatation, il est décidé que le bloc *wind turbine* de SPS sera utilisé pour modéliser la turbine éolienne de l'assemblage RAT étudié dans le cadre de ce mémoire.

3.2.1.3 Système d'orientation des pales

Comme expliqué au CHAPITRE 1, le système d'orientation des pales permet de réguler la vitesse de la turbine éolienne. Encore une fois, aucune donnée du manufacturier n'est disponible sur ce système. Une façon de modéliser le système de calage des pales doit donc être trouvée. Selon Langlois [1], la réponse de l'angle par rapport à la vitesse de rotation de la turbine éolienne peut être représentée par un système de premier ordre pouvant s'écrire de la manière suivante :

$$\boxed{\frac{\beta(s)}{\omega_T(s)} = \frac{K_\beta}{1 + \tau_\beta s} = H_\beta(s)} \quad (3.6)$$

Pour parvenir à réguler un système du premier ordre, il suffit d'utiliser un régulateur de type PI dont la fonction de transfert est :

$$G_{PI}(s) = K_p + \frac{K_i}{s} \quad (3.7)$$

Le régulateur PI sert à émuler le système passif d'orientation des pales installé dans la turbine éolienne de l'assemblage RAT. En intégrant le régulateur PI au système d'asservissement de la vitesse, la fonction de transfert du système d'orientation des pales en boucle fermée devient :

$$\boxed{\frac{G_{PI}(s)H_\beta(s)}{1 + G_{PI}(s)H_\beta(s)} = \frac{K_p K_\beta s + K_i K_\beta}{s^2 + (K_p K_\beta)s + K_i K_\beta}} \quad (3.8)$$

Cependant, les gains ne peuvent être trouvés théoriquement puisqu'aucune spécification n'est disponible sur la régulation de la vitesse de la turbine éolienne. De plus, il est utile de les renommer $K_{p\beta}$ et $K_{i\beta}$ pour les différencier des gains génériques. La valeur de ces derniers est obtenue par essais et erreurs lors de la simulation de l'assemblage RAT au cours de ce chapitre.

3.2.1.4 Modélisation de la turbine éolienne

Comme précédemment expliqué, la modélisation de la turbine est faite avec l'aide du bloc *wind turbine* disponible dans SPS ainsi qu'avec un régulateur PI pour effectuer l'asservissement de vitesse par l'angle d'orientation des pales. Tout d'abord, le bloc SPS a besoin de certains paramètres pour fonctionner, soit :

- la puissance mécanique nominale de sortie;
- la base de puissance du générateur électrique;
- la base de la vitesse du vent;
- la puissance mécanique maximale à la vitesse nominale du vent (p.u. de la puissance mécanique nominale de sortie);
- la vitesse de rotation de l'éolienne à la puissance maximale pour la vitesse nominale du vent (p.u. de la base de puissance du générateur électrique).

Puisque l'assemblage RAT ne possède pas de multiplicateur de vitesse et qu'aucune caractéristique mécanique (inertie, frottement, etc) n'est disponible, la puissance mécanique est choisie égale à la puissance électrique du générateur, soit 15kW. On suppose donc un rendement parfait de 100% comme démontré à l'équation (3.9).

$$\boxed{\eta_T = \frac{P_m}{P_e} = 1} \quad (3.9)$$

Pour choisir la base de la vitesse du vent, on utilise l'enveloppe de déploiement de l'assemblage RAT. La limite inférieure de 145 knots est prise comme base de vitesse puisqu'il s'agit de la vitesse minimale à laquelle la turbine peut fonctionner. Cependant, pour les besoins du modèle, il faut changer l'unité de vitesse knot en mètre par seconde à l'aide de l'équation suivante :

$$v(m/s) = v(knot) \times 0,514444 \quad (3.10)$$

Les paramètres utilisés dans le bloc *wind turbine* de SPS sont résumés dans le Tableau 3.3.

Tableau 3.3 Paramètres du bloc *wind turbine* de SPS

Paramètre	Valeur	Unité
Puissance mécanique nominale de sortie	15	kW
Base de puissance du générateur électrique	15	kW
Base de la vitesse du vent	74,59438	m/s
La puissance mécanique maximale à la base de la vitesse du vent	1	p.u.
La vitesse de rotation de l'éolienne à la puissance maximale pour la base de la vitesse du vent.	1	p.u.

Le modèle de la turbine éolienne possède trois entrées et une sortie comme le démontre la Figure 3.5.

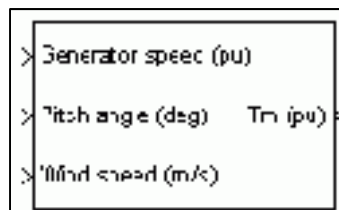


Figure 3.5 Bloc *wind turbine* de la librairie SPS
Tirée de Matlab R2011b documentation: SimPowerSystems
(2011, En ligne. <<http://www.mathworks.com/help/toolbox/physmod/powersys/ref/windturbine.html>>)

l'ADG. Il est écrit dans la documentation et dans la littérature que le générateur principal est en fait une machine synchrone à rotor bobiné. Le modèle *synchronous machine SI fundamental* de SPS est donc choisi pour modéliser le générateur. Pour accomplir cette tâche, il faut d'abord convenablement caractériser le générateur. Par la suite, il est important de créer un principe d'asservissement pour contrôler la tension de sortie du générateur. À partir de toutes ces étapes, le modèle de simulation du générateur peut être construit à l'intérieur de Simulink®/SPS.

3.2.2.1 Caractérisation du générateur

Pour construire un modèle de générateur de qualité, les paramètres du générateur doivent être correctement caractérisés. En effet, le modèle SPS utilisé demande les paramètres suivants :

- la puissance électrique nominale de la machine;
- la tension ligne-ligne RMS;
- la fréquence nominale d'opération;
- le courant d'excitation nominal;
- la résistance statorique et l'inductance de fuite du stator;
- les inductances de magnétisation sur l'axe dq;
- la résistance rotorique et l'inductance de fuite du rotor du point de vue du stator;
- les résistances de fuite sur l'axe dq et les inductances de fuite sur l'axe dq;
- le coefficient d'inertie;
- le coefficient de friction;
- le nombre de paires de pôles.

Bien que certaines caractéristiques générales du générateur soient disponibles par l'intermédiaire de la documentation technique de Bombardier, il en est tout autre pour les paramètres détaillés requis par le modèle SPS. Une recherche d'informations sur les générateurs de 400Hz doit être faite pour parvenir à trouver des paramètres. Après maintes recherches, un article contenant des paramètres d'une machine synchrone pour

l'aéronautique est trouvé [14]. L'article présente une machine synchrone de trois phases de 210kVA rebobinée pour en faire une machine de six phases. Les paramètres détaillés obtenus grâce à cet article sont présentés au Tableau 3.4.

Tableau 3.4 Paramètres d'une machine synchrone 400Hz de 210kVA

Paramètre	Valeur
R_s	0,114 Ω
L_{ls}	0,18mH
L_{md}	1,82mH
L_{mq}	1,60mH
R'_r	0,015 Ω
L'_{lr}	0,255mH
R'_{kd}	0,118 Ω
L'_{lkd}	0,650mH
R'_{kq1}	0,110 Ω
L'_{kq1}	0,06mH

En l'absence de paramètres dans la documentation et dans la littérature portant sur l'assemblage RAT, ce sont ces caractéristiques qui sont utilisées.

3.2.2.2 Asservissement du générateur

Comme l'indique la documentation de Bombardier Aéronautique [13] ainsi que la thèse de Langlois [1], l'ADG de l'assemblage RAT est en fait composé de trois machines électriques. Cependant, comme il a été préalablement établi, seulement le générateur principal est modélisé. En effet, les deux excitatrices ont pour rôle d'alimenter en tension cc le rotor du générateur principal. Dans le modèle de l'ADG, le rôle des machines excitatrices est remplacé par un asservissement de la tension d'excitation du générateur principal. Cet asservissement a pour but de maintenir la tension triphasée du générateur à la valeur

nominale en tout temps. La Figure 3.7 illustre le principe de régulation de la tension de sortie de l'ADG.

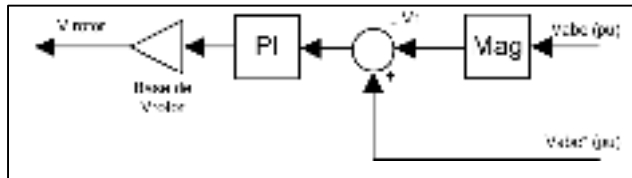


Figure 3.7 Asservissement du rotor du générateur principal de l'ADG

Pour parvenir à réguler la tension de sortie de l'ADG la séquence positive de cette dernière est utilisée. Pour obtenir la magnitude de la tension positive, il faut faire usage de la formule suivante :

$$V_1 = \frac{1}{3}(V_a + aV_b + a^2V_c) \quad (3.12)$$

Où :

$$a = 1 \angle 120^\circ = -\frac{1}{2} + j\frac{\sqrt{3}}{2} \quad (3.13)$$

Avec l'aide de ces deux équations et du régulateur PI, la tension de l'excitation du générateur principal est obtenue. Cependant, pour passer des unités p.u. à la base de tension du rotor il faut obtenir la base de tension au rotor du générateur. Pour ce faire, il faut tracer la courbe de la machine à vide. Cette courbe est en fait la magnitude de la tension triphasée de la machine en fonction du courant d'excitation au rotor. Le bloc SPS *synchronous machine SI fundamental* trace automatiquement cette courbe et il établit la base de tension du rotor vue du stator. Pour les paramètres préalablement choisis, la base de tension trouvée est égale à 0,57353V.

3.2.2.3 Modélisation du générateur électrique

En établissant les paramètres de l'ADG et le type d'asservissement du générateur, le modèle peut être construit à l'intérieur de Simulink®/SPS. La Figure 3.8 montre la conception de l'ADG à l'intérieur de l'outil de simulation.

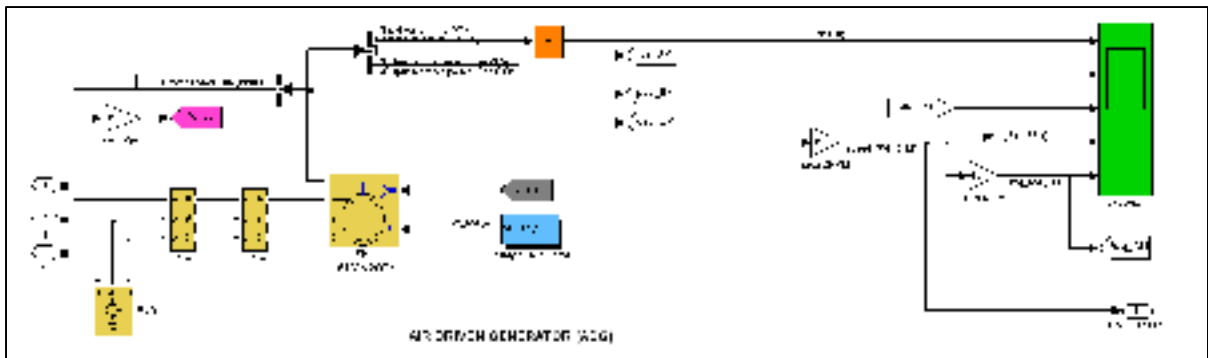


Figure 3.8 Modèle de simulation de l'ADG dans Simulink®/SPS

Sur cette figure il est possible d'apercevoir que seulement une machine électrique de SPS est utilisée pour construire le modèle du générateur. De plus, elle permet d'observer que le régulateur de la tension au stator remplace les deux machines excitatrices. Le modèle de l'ADG est donc complet et il peut être couplé à la turbine éolienne.

3.2.3 Essai de l'assemblage RAT

Maintenant que les parties mécanique et électrique de l'assemblage RAT sont complétées, il est possible de les joindre pour former l'assemblage RAT. La Figure 3.9 montre le modèle Simulink®/SPS de l'assemblage RAT.

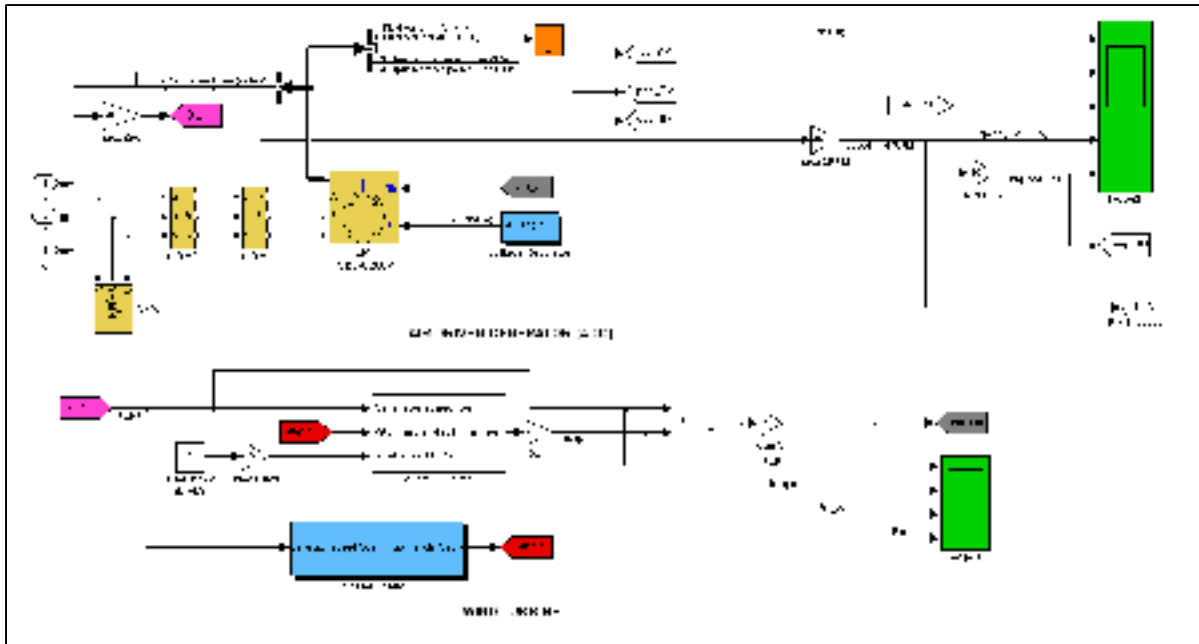


Figure 3.9 Modèle Simulink®/SPS de l'assemblage RAT

Il est important de remarquer que la turbine éolienne a été couplée à l'ADG par l'intermédiaire de l'entrée P_m du générateur synchrone, l'assemblage RAT est donc complet. Cependant, il reste à trouver les gains $K_{p\beta}$ et $K_{i\beta}$ de l'équation (3.8), équation régissant le système d'orientation des pales de l'éolienne. Pour parvenir à trouver ces gains, il est choisi de faire des tests du modèle de simulation et de comparer les résultats à partir de résultats expérimentaux obtenus de B.A. [3]. Au cours des essais en vol, un test de chargement brusque de 14,5kVA a été fait. Puisque ce test fait grandement varier le courant et la fréquence du générateur, il est employé pour trouver les gains. L'essai consiste à appliquer soudainement un échelon de charge variant de zéro à 14,5kVA au générateur de l'assemblage RAT, d'attendre que la fréquence du générateur se stabilise et de débrancher complètement la charge électrique. La Figure 3.10 permet d'observer les résultats obtenus avec l'assemblage RAT du Bombardier CRJ100.

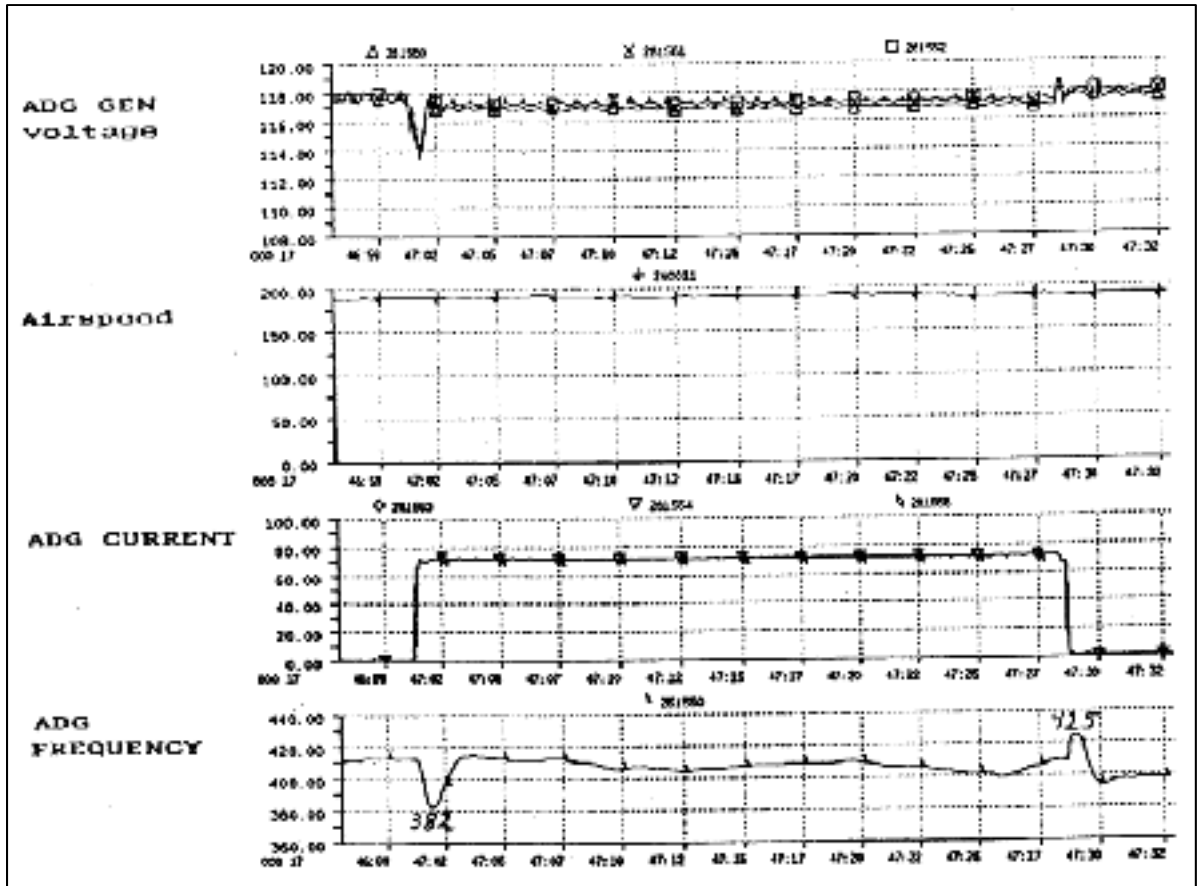


Figure 3.10 Résultats de l'essai de chargement brusque de l'assemblage RAT du Bombardier CRJ100

Pour recréer ce test avec le modèle de simulation de l'assemblage RAT il faut ajuster la vitesse du vent à 175 knots. Par la suite, divers essais sont faits pour trouver des gains qui permettent à l'assemblage RAT créé de fonctionner comme le véritable. Plusieurs essais ont été faits avant de parvenir à un résultat représentatif de la réalité. Effectivement, en plus de devoir trouver les gains du régulateur de vitesse de la turbine, il fallait aussi trouver les gains pour le régulateur de tension. En l'absence de paramètres théoriques, cette tâche s'est avérée très ardue. Cependant, après maints essais et erreurs un résultat concluant est obtenu. La Figure 3.11 représente les résultats obtenus par l'intermédiaire du modèle de simulation de l'assemblage RAT.

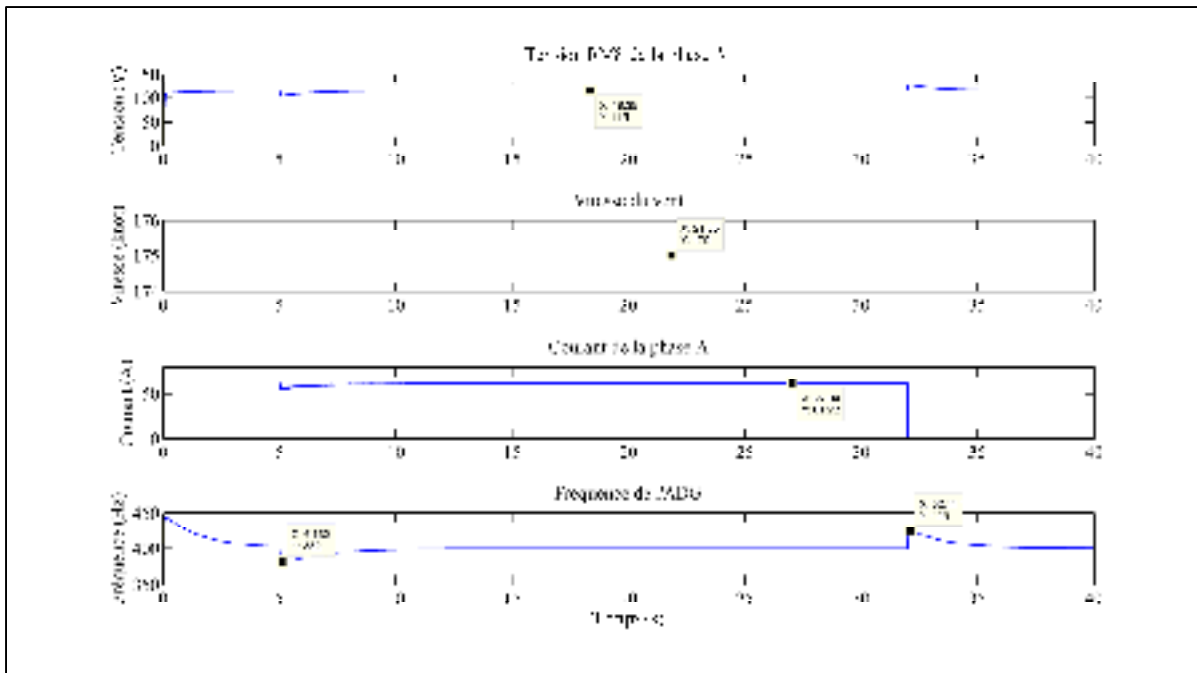


Figure 3.11 Résultats de la simulation de chargement brusque de l'assemblage RAT

Pour parvenir à ces résultats, les gains des régulateurs PI ont été ajustés aux valeurs présentées dans le Tableau 3.5.

Tableau 3.5 Gains des régulateurs de l'assemblage RAT

Gain	Valeur
$K_{p\beta}$	140
$K_{i\beta}$	100
K_{pexc}	10
K_{texc}	8

En comparant les résultats réels à ceux recueillis en simulation, il est possible d'affirmer que le modèle conçu correspond à la réalité. Effectivement, lorsque la charge de 14.5kVA est appliquée la fréquence atteint un minimum de 382 Hz pour les deux cas. De plus, le temps de stabilisation est sensiblement le même, soit environ 4 secondes. Aussi, le modèle de simulation réagit comme le RAT réel lorsque la charge est soudainement retirée. À cet

instant, la fréquence grimpe à une valeur maximale de 425 Hz et revient au point de régulation dans un temps d'environ 3 secondes. Il est aussi important d'observer que la tension RMS de la phase A de l'ADG demeure pratiquement stable à sa valeur nominale (115V) au long de tout l'essai. Puisque les résultats du modèle de simulation sont très près de ceux effectués sur l'assemblage RAT du Bombardier CRJ100, il est réaliste d'affirmer que le modèle développé est valable. Ce modèle peut donc être employé pour construire le modèle de simulation du système hybride d'alimentation de secours.

3.3 Accumulateurs aux ions de lithium

Le nouveau système hybride d'alimentation comporte un banc d'accumulateurs Li-Ion. Un modèle pour SPS a été développé par des confrères de l'École de technologie supérieure (ÉTS) il y a quelques années. Ce modèle a fait ses preuves dans la simulation d'une voiture hybride [17]. C'est donc celui-ci qui représente le banc d'accumulateurs du nouveau système d'alimentation. Pour mieux comprendre le modèle, une brève description de ce dernier est faite. Par la suite, les spécifications des batteries pour le système hybride d'alimentation de secours sont présentées.

3.3.1 Présentation du modèle

Le modèle du banc de batteries Li-Ion utilisé dans le nouveau système d'alimentation d'urgence est fabriqué à partir du bloc *battery* de SPS [18], tel qu'illustré à la Figure 3.12.

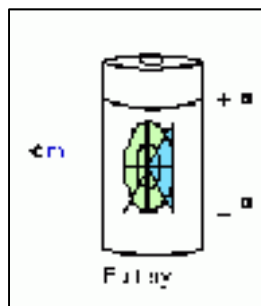


Figure 3.12 Bloc *battery* de la librairie SPS

Le bloc SPS de la batterie implémente un modèle générique et dynamique pour différents type d'accumulateurs. Le schéma équivalent du modèle de la batterie est représenté à la Figure 3.13.

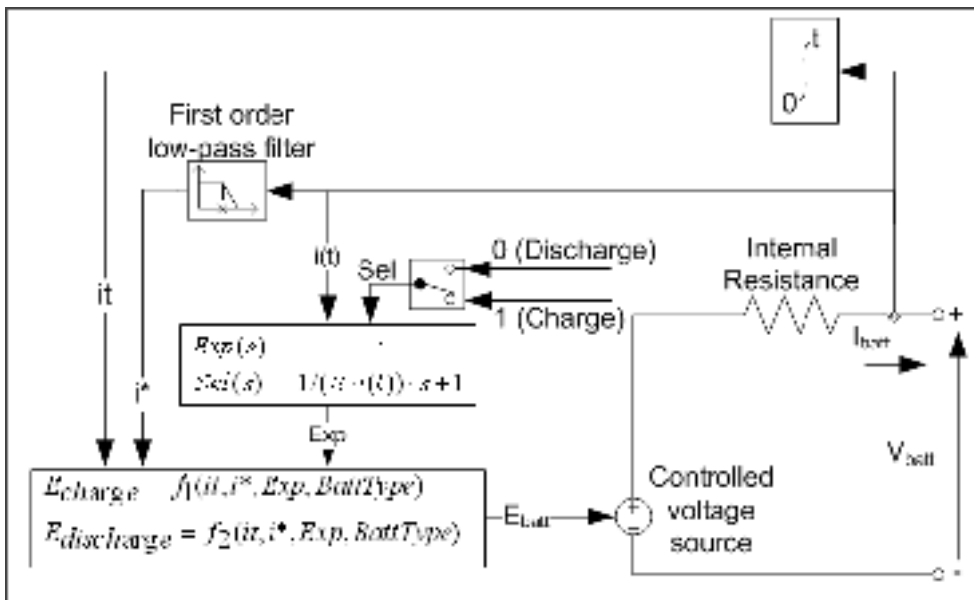


Figure 3.13 Schéma électrique équivalent du bloc *battery* de SPS
Tirée de Matlab R2011b documentation: SimPowerSystems
(2011, En ligne. <<http://www.mathworks.com/help/toolbox/physmod/powersys/ref/battery.html>>)

Pour les accumulateurs aux ions de lithium, la tension produite par la batterie (E_{batt}) est égale aux équations f_1 et f_2 pour la charge et la décharge respectivement. La charge se produit lorsque $i^* > 0$ et la décharge lorsque $i^* < 0$. Le modèle est en fait une source de tension contrôlée et branchée en série avec la résistance interne de l'accumulateur. La tension en circuit ouvert est calculée grâce aux équations (3.14) et (3.15) à partir de l'état de charge de la batterie (SOC). Voici ces équations :

$$f_1(it, i^*, i) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{Q - it} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q - it} \cdot it + A \cdot e^{(-B \cdot it)} \quad (3.14)$$

$$f_2(it, i^*, i) = E_0 - K \cdot \frac{Q}{it + 0,1Q} \cdot i^* - K \cdot \frac{Q}{Q - it} \cdot it + A \cdot e^{(-B \cdot it)} \quad (3.15)$$

3.3.2 Spécifications des accumulateurs

Pour répondre au besoin du modèle *battery* de SPS, les spécifications du banc des accumulateurs doivent être choisies. Dans le but de construire un modèle d'accumulateur correspondant à la réalité, un modèle de batterie est choisi. Ce modèle est le U1-12XP de la compagnie Valence Technology [19]. Le choix de ce modèle est fait puisqu'il offre une capacité d'énergie intéressante. Les caractéristiques de cet accumulateur sont présentées au Tableau 3.6.

Tableau 3.6 Caractéristiques de la batterie Valence U1-12XP

Paramètre		Valeur
Tension nominale		12,8V
Capacité nominale		40 Ah
Énergie spécifique		79 Wh/kg
Densité d'énergie		110 Wh/l
Décharge @ 25°C	Courant continu maximum	80A
	Courant crête maximum (30s)	120A
	Tension de coupure	10 V
Résistance interne (maximale)		15mΩ

Suite à des discussions avec B.A., il a été décidé que la puissance du banc de batteries doit être d'environ 4kW. Le nombre d'accumulateurs requis peut être trouvé très simplement par l'équation suivante :

$$n_{batt} = \frac{P_{banc}}{P_{batt}} = \frac{P_{banc}}{V_{batt} \cdot I_{batt}} = \frac{4000}{12,8 \cdot 80} = 3,906 \Rightarrow 4 \quad (3.16)$$

Un total de quatre accumulateurs compose donc le banc de batteries. À partir de toutes ces données, les paramètres peuvent être insérés dans le modèle *battery* de la librairie SPS. Les paramètres du modèle sont résumés au Tableau 3.7.

Tableau 3.7 Paramètres du banc de batteries pour le système hybride d'alimentation de secours

Paramètre	Valeur
Tension nominale	51,2V
Capacité	40 Ah
État de charge initiale	65%
Temps de réponse de la batterie	1 seconde

Grâce au modèle SPS et aux paramètres, il est possible de tracer les courbes de décharge du banc d'accumulateurs. La Figure 3.14 représente la décharge en fonction de la charge électrique et la Figure 3.15 en fonction du temps.

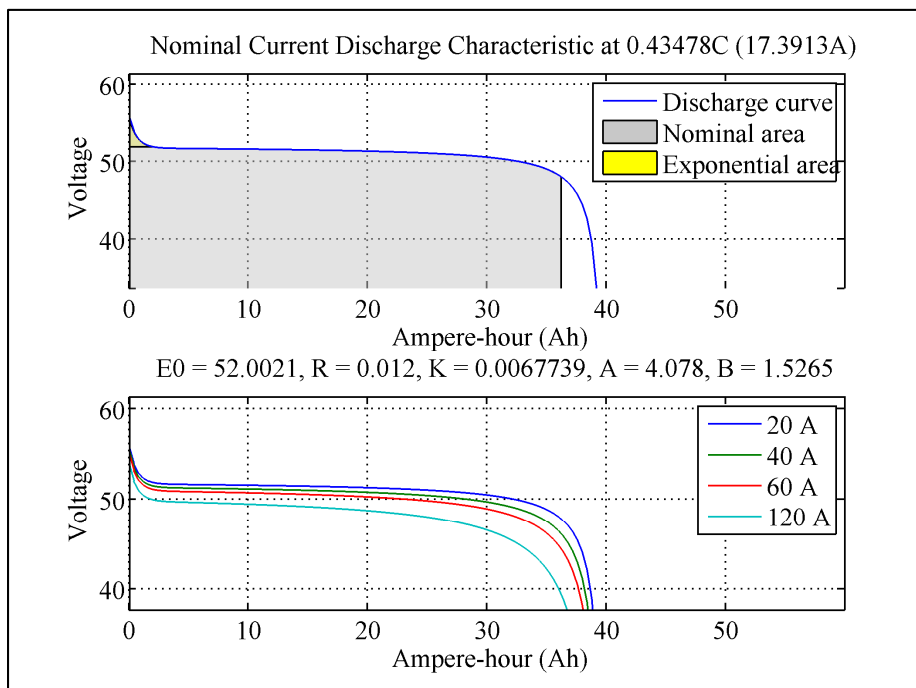


Figure 3.14 Décharge du banc d'accumulateurs en fonction de la charge électrique

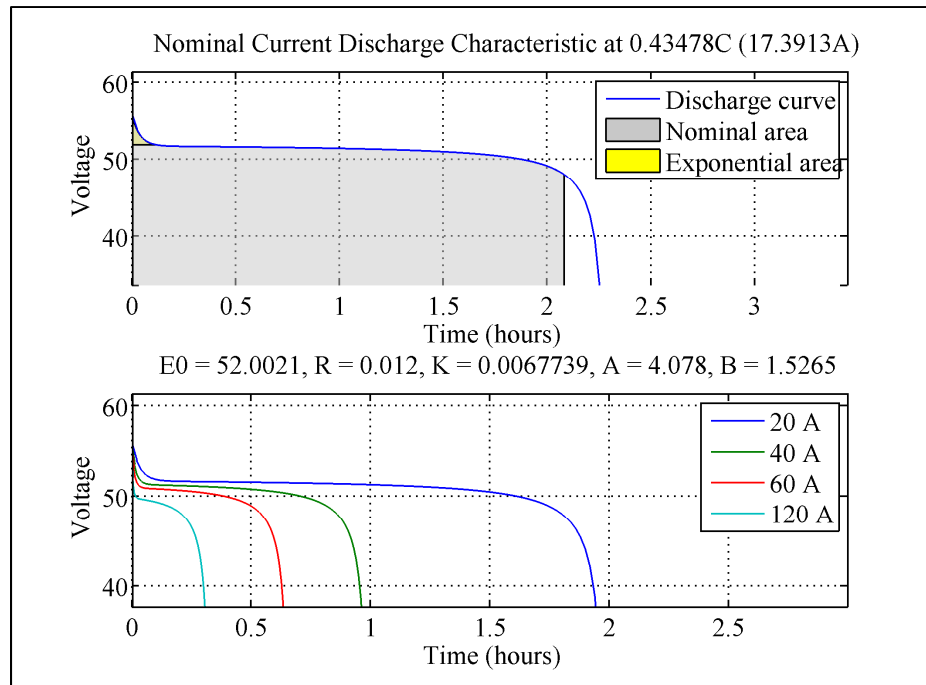


Figure 3.15 Décharge du banc d'accumulateurs en fonction du temps

La Figure 3.15 permet de constater que le modèle est semblable à la réalité. Effectivement, la tension sur la courbe de décharge devient nulle après un délai d'environ 2,25h alors que le manufacturier spécifie un délai de 2,5h.

3.4 Convertisseur cc-cc

Le convertisseur cc-cc conçu pour le système hybride d'alimentation est un abaisseur-élevateur bidirectionnel. Son rôle est de maintenir une tension de 270V au bus cc en tout temps. Il accomplit cette tâche soit en chargeant ou en déchargeant le banc d'accumulateurs Li-Ion. Pour bien comprendre le fonctionnement du convertisseur, deux aspects sont traités. Le premier est la topologie employée pour construire le convertisseur, alors que le deuxième est le mécanisme du contrôleur utilisé pour son asservissement.

3.4.1 Topologie du convertisseur

Le convertisseur cc-cc employé dans le cadre de cette recherche est composé de deux transistors MOSFET et d'une bobine branchés comme à la Figure 3.16.

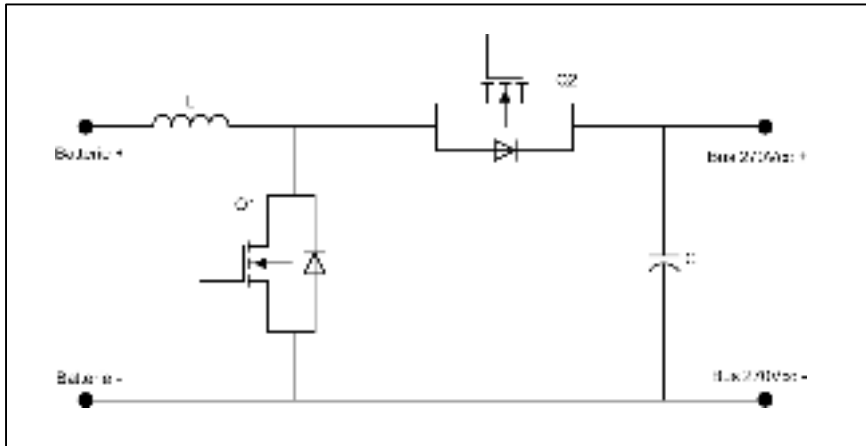


Figure 3.16 Convertisseur cc-cc abaisseur-élevateur bidirectionnel

Le convertisseur est conçu de manière à fonctionner comme un élévateur lorsque la batterie se décharge et comme un abaisseur au moment de la charge. Il est donc l'assemblage d'un convertisseur abaisseur (Figure 3.17) et d'un convertisseur élévateur (Figure 3.18) jumelé en un seul et unique convertisseur.

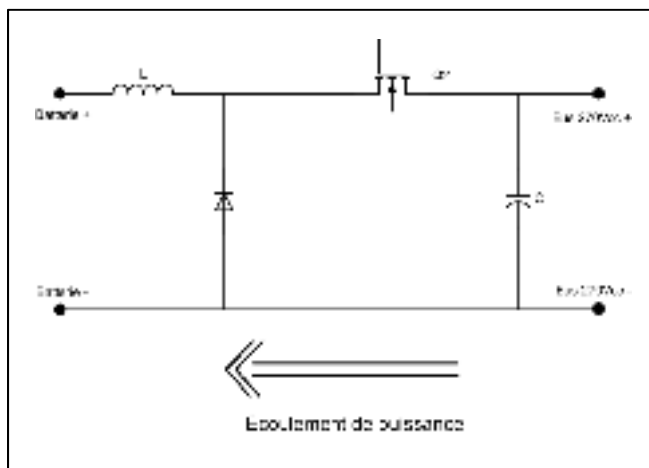


Figure 3.17 Écoulement de puissance et topologie de la section abaisseur du convertisseur cc-cc

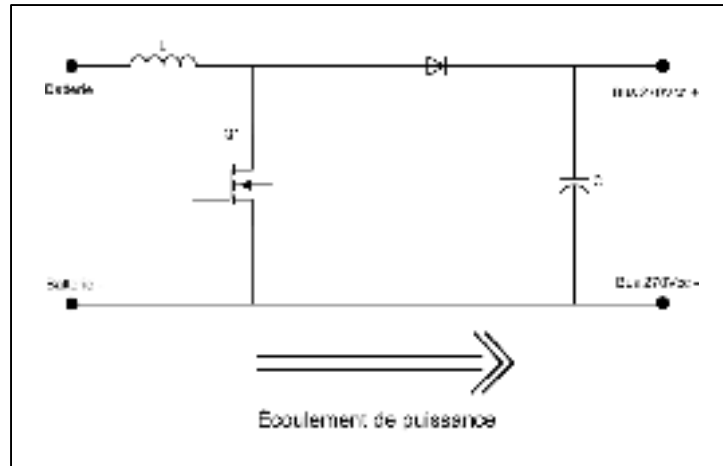


Figure 3.18 Écoulement de puissance et topologie de la section élévateur du convertisseur cc-cc

Dans le but de mieux comprendre le convertisseur et de trouver les composantes idéales, il faut établir quelques notions sur le convertisseur cc-cc élévateur. Pour ce faire, il faut établir les équations en régime permanent ainsi que les équations d'ondulation du convertisseur.

3.4.1.1 Analyse en régime permanent du convertisseur élévateur

Tout d'abord, le convertisseur élévateur peut être représenté tel qu'à la Figure 3.19.

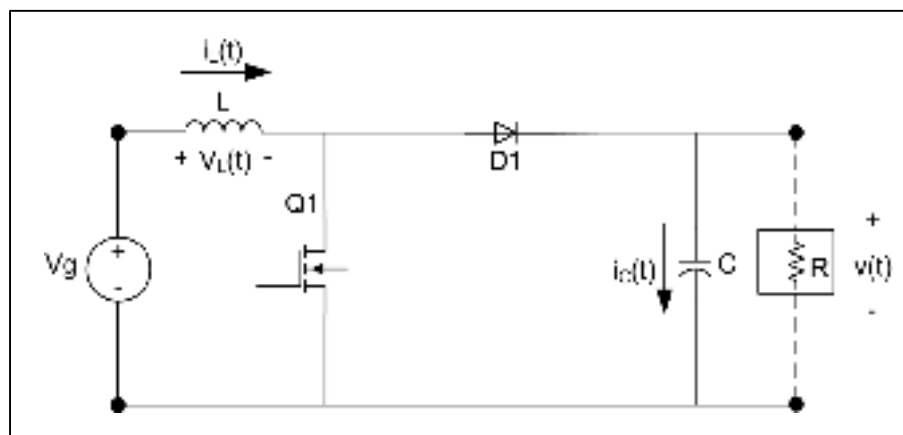


Figure 3.19 Représentation du convertisseur cc-cc élévateur

Pour contrôler l'ondulation du courant dans l'inductance L , il faut étudier les deux états du convertisseur.

Comme démontré dans [20], lorsque le transistor Q1 est fermé la tension aux bornes de l'inductance et le courant traversant le condensateur sont égaux à :

$$\begin{aligned} v_L &= V_g \\ i_C &= -\frac{v}{R} \end{aligned} \quad (3.17)$$

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

$$v \approx V \quad (3.18)$$

Alors :

$$\begin{aligned} v_L &= V_g \\ i_C &= -\frac{V}{R} \end{aligned} \quad (3.19)$$

Ensuite, lorsque le transistor Q1 devient ouvert, la tension à l'inductance et le courant traversant le condensateur sont égaux à :

$$\begin{aligned} v_L &= V_g - v \\ i_C &= i_L - \frac{v}{R} \end{aligned} \quad (3.20)$$

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

$$\begin{aligned} v_L &\approx V \\ i_L &\approx I \end{aligned} \quad (3.21)$$

Alors :

$$\begin{aligned} v_L &= V_g - V \\ i_C &= I - \frac{V}{R} \end{aligned} \quad (3.22)$$

À partir des équations (3.19) et (3.22), il est possible de tracer les courbes de la tension de l'inductance ainsi que du courant parcourant le condensateur au cours d'un cycle de commutation. Ces courbes sont montrées à la Figure 3.20.

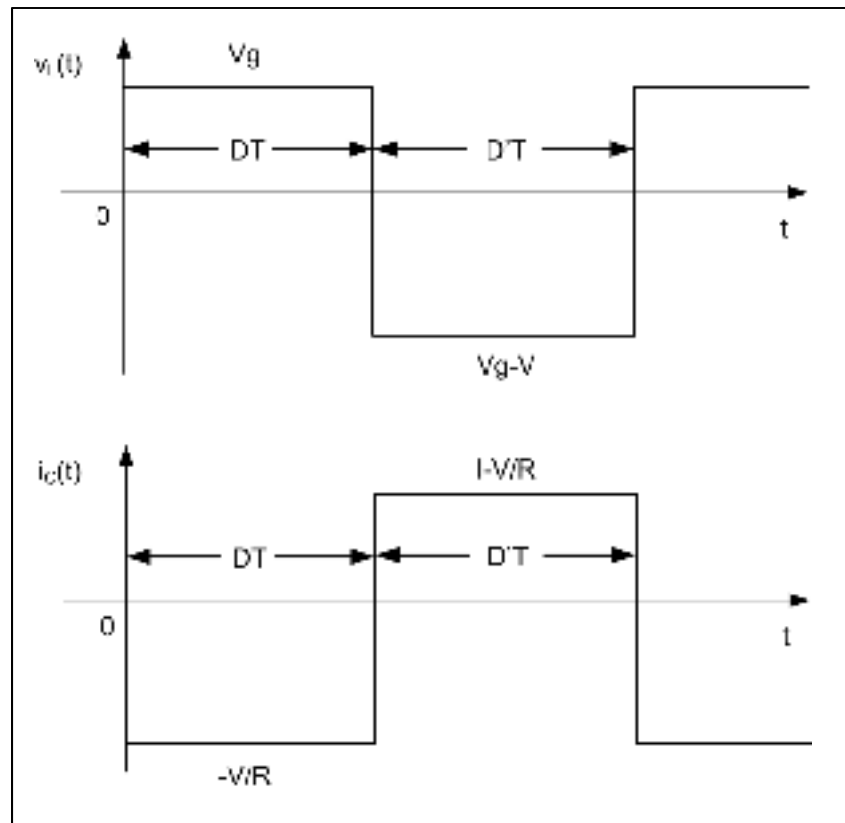


Figure 3.20 Courbe de la tension et du courant du convertisseur cc-cc

La courbe de la tension permet de déduire l'équation de la tension aux bornes de l'inductance au cours d'une période de commutation :

$$\int_0^T v_L(t) dt = V_g \cdot D \cdot T + (V_g - V) D' \cdot T \quad (3.23)$$

En égalisant cette expression à zéro et en regroupant les termes, la formule suivante est obtenue :

$$V_g(D + D') - V \cdot D' = 0 \quad (3.24)$$

Puisque :

$$(D + D') = 1 \quad (3.25)$$

En solutionnant (3.25) pour V , la tension de sortie du convertisseur est égale à :

$$\boxed{V = \frac{V_g}{D'}} \quad (3.26)$$

Les équations (3.25) et (3.26) permettent d'obtenir le ratio de conversion du convertisseur. Ce dernier est égal au ratio entre la tension de sortie et d'entrée. Pour un convertisseur de type élévateur il est égal à :

$$\boxed{M(D) = \frac{V}{V_g} = \frac{1}{D'} = \frac{1}{1-D}} \quad (3.27)$$

La courbe de l'équation (3.27) est tracée à la Figure 3.21.

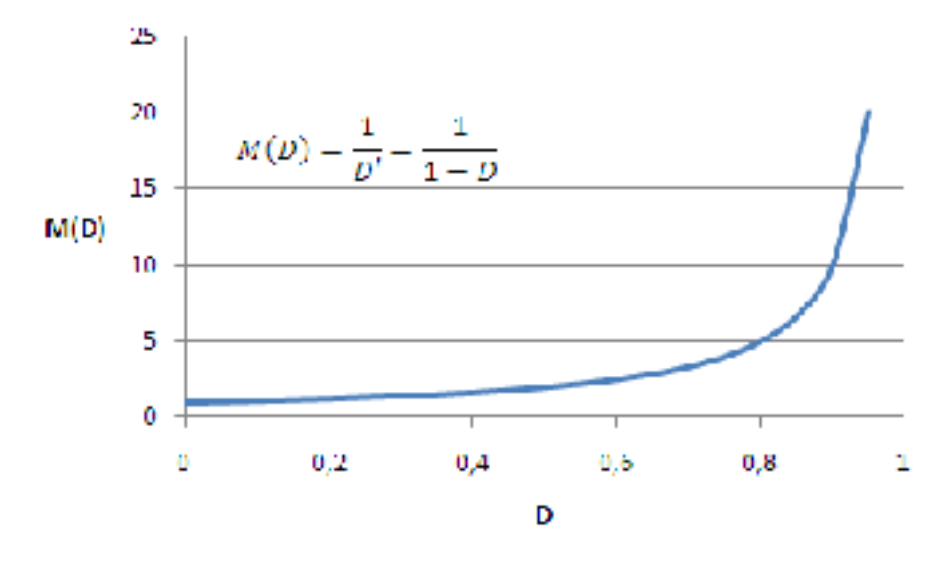


Figure 3.21 Courbe du ratio de conversion du convertisseur cc-cc

La courbe permet de constater que plus le rapport cyclique augmente, plus le ratio $M(D)$ augmente. Cela signifie qu'à mesure que le rapport cyclique grandit, la tension à la sortie du convertisseur élévateur cc-cc augmente.

Le même principe que précédemment employé peut être utilisé pour obtenir le courant traversant le convertisseur. En observant la courbe du courant à la Figure 3.20, il est possible de trouver que le courant sur une période de commutation est égal à :

$$\int_0^T i_c(t) dt = \left(-\frac{V}{R}\right) D \cdot T + \left(I - \frac{V}{R}\right) D' \cdot T \quad (3.28)$$

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

$$-\frac{V}{R}(D + D') + I \cdot D' = 0 \quad (3.29)$$

Puisque :

$$(D + D') = 1 \quad (3.30)$$

En solutionnant (3.29) pour I , le courant parcourant le convertisseur est égal à :

$$\boxed{I = \frac{V_g}{D'^2 R}} \quad (3.31)$$

3.4.1.2 Équations d'ondulation du convertisseur élévateur

Pour choisir les bonnes composantes, il est important d'établir les équations d'ondulation. Effectivement, l'inductance et le condensateur ont des rôles importants dans le fonctionnement du convertisseur. L'inductance a pour objectif de filtrer les hautes fréquences afin que les ondulations créées par le dispositif de commutation n'aient pas de répercussions sur la qualité de la tension à la sortie. Pour trouver une valeur d'inductance propice à jouer ce rôle, il faut trouver l'équation de l'ondulation du courant qui parcourt cette dernière. En observant la courbe de la tension aux bornes de la bobine à la Figure 3.20, il est possible de déduire l'oscillation du courant alors que le transistor est ouvert.

$$\Delta i_L = \frac{di_L(t)}{dt} \quad (3.32)$$

Puisque :

$$v_L(t) = L \frac{di_L(t)}{dt} \quad (3.33)$$

Alors :

$$\Delta i_L = \frac{di_L(t)}{dt} = \frac{v_L(t)}{L} = \frac{V_g}{L} \quad (3.34)$$

De manière semblable, l'ondulation du courant alors que le transistor est fermé est égale à :

$$\Delta i_L = \frac{di_L(t)}{dt} = \frac{v_L(t)}{L} = \frac{V_g - V}{L} \quad (3.35)$$

Grâce aux équations (3.34) et (3.35), la courbe du courant traversant l'inductance est tracée à la Figure 3.22.

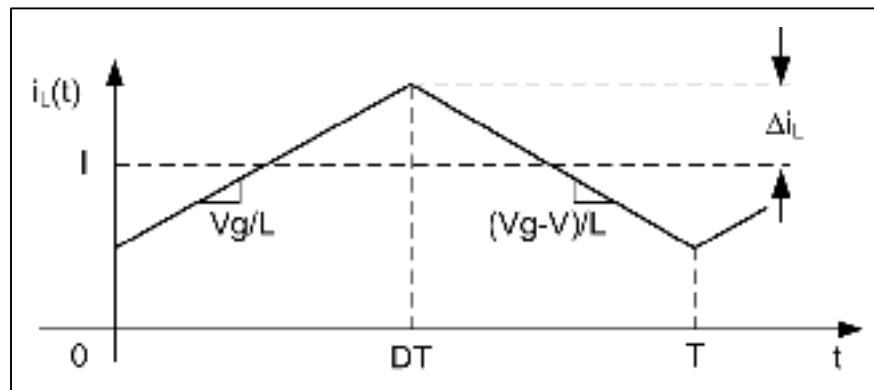


Figure 3.22 Courbe du courant parcourant l'inductance du convertisseur élévateur cc-cc au cours d'un cycle de commutation

Cette courbe permet d'affirmer que :

$$2\Delta i_L = \frac{V_g}{L} DT \quad (3.36)$$

À partir de l'équation (3.36), il est possible d'isoler L pour trouver la valeur de l'inductance :

$$\boxed{L = \frac{1}{2} \frac{V_g}{\Delta i_L} DT} \quad (3.37)$$

Le condensateur a pour objectif de maintenir une tension cc à la sortie du convertisseur, c'est-à-dire qu'il diminue les ondulations de tension à la sortie. Pour lui attribuer une valeur, il faut connaître l'ondulation de tension aux bornes du condensateur. En se basant sur la courbe du courant à la Figure 3.20, l'ondulation de la tension aux bornes de la capacité peut être trouvée. Lorsque le transistor est ouvert l'ondulation est égale à :

$$\Delta v_c = \frac{dv_c(t)}{dt} \quad (3.38)$$

Puisque :

$$i_c(t) = C \frac{dv_c(t)}{dt} \quad (3.39)$$

Alors :

$$\Delta v_c = \frac{dv_c(t)}{dt} = \frac{i_c(t)}{C} = -\frac{V}{RC} \quad (3.40)$$

De manière semblable, l'ondulation du courant alors que le transistor est fermé est égale à :

$$\Delta v_c = \frac{dv_c(t)}{dt} = \frac{i_c(t)}{C} = \frac{I}{C} - \frac{V}{RC} \quad (3.41)$$

Grâce aux équations (3.40) et (3.41), la courbe de la tension aux bornes du condensateur est tracée à la Figure 3.23.

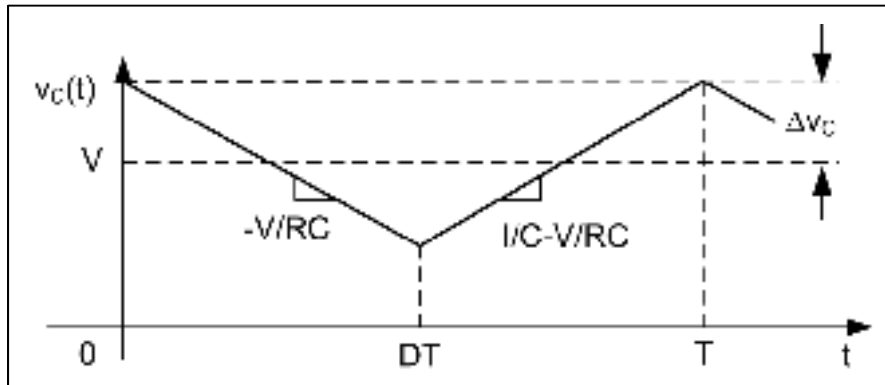


Figure 3.23 Courbe de la tension aux bornes du condensateur du convertisseur élévateur cc-cc au cours d'un cycle de commutation

Cette courbe permet d'observer que :

$$-2\Delta v_c = \frac{-V}{RC} DT \quad (3.42)$$

À partir de l'équation (3.42), il est possible d'isoler C pour trouver que la valeur du condensateur est égale à :

$$C = \frac{1}{2} \frac{V}{\Delta v_c R} DT \quad (3.43)$$

3.4.1.3 Valeurs des composants du convertisseur élévateur

Grâce aux équations (3.37) et (3.43), il est possible d'obtenir les valeurs idéales pour l'inductance et le condensateur du convertisseur cc-cc.

Pour choisir la valeur de l'inductance, il faut d'abord savoir le temps d'un cycle de commutation du convertisseur. Puisque la fréquence d'opération du convertisseur est égale à

20kHz, le temps d'un cycle de commutation est égal à l'inverse de la fréquence, soit 50µs. Aussi, il faut connaître la valeur du courant maximal la parcourant. Puisque le banc de batteries a un courant de décharge maximal de 120A, cette valeur est choisie. En choisissant une ondulation égale à 2,5% de cette valeur, l'ondulation est égale à :

$$\Delta i_L = \frac{120}{100} \times 2,5 = 3A \quad (3.44)$$

Pour une ondulation de courant maximale de 3A, la valeur de la bobine est égale à environ 300µH comme le démontre l'équation (3.45).

$$V = \frac{V_g}{D'} = \frac{V_g}{1-D} \Rightarrow D = 1 - \frac{V_g}{V} = 1 - \frac{48}{270} = 0,82$$

$$L = \frac{1}{2} \frac{V_g}{\Delta i_L} DT = \frac{1}{2} \cdot \frac{48}{3} \cdot 0,82 \cdot \frac{1}{20000} = 328\mu H \quad (3.45)$$

$$\boxed{L \approx 300\mu H}$$

Pour obtenir une valeur de capacitance valable, il faut établir une valeur de résistance fictive. Cette résistance doit être égale à celle équivalente au moment où le convertisseur fonctionne à pleine charge. Elle est égale à :

$$P_{conv\ cc-cc} = \frac{V^2}{R} \Rightarrow R = \frac{V^2}{P_{conv\ cc-cc}} = \frac{270^2}{4000} = 18,225\Omega \quad (3.46)$$

De plus, la variation de tension maximale tolérée est choisie égale à 2,5% de la tension nominale de sortie, soit :

$$\Delta v_C = \frac{270}{100} \times 2,5 = 6,75V \quad (3.47)$$

Ensuite, grâce à l'équation (3.43) la valeur du condensateur est trouvée :

$$C = \frac{1}{2} \frac{V}{\Delta v_c R} DT = \frac{1}{2} \cdot \frac{270}{6,75 \cdot 18,225} \cdot 0,82 \cdot \frac{1}{20000} = 45,11 \mu F \quad (3.48)$$

$$\boxed{C \approx 50 \mu F}$$

Maintenant que les valeurs de l'inductance et du condensateur sont trouvées, l'asservissement du convertisseur peut être expliqué.

3.4.2 Contrôleur du convertisseur

Le contrôleur du convertisseur cc-cc abaisseur-élevateur asservit la tension du bus cc de 270V. Son rôle est de maintenir la tension à ce niveau, peu importe les perturbations. Pour effectuer cette tâche, il est décidé que deux contrôleurs PI sont utilisés. Il est à noter que l'asservissement du convertisseur cc-cc possède une boucle interne de régulation de courant. Il est important de contrôler le courant parcourant l'inductance afin de le limiter lors de la charge ou de la décharge des batteries. La Figure 3.24 illustre le contrôleur employé ainsi que les points de mesures sur la partie puissance du convertisseur.

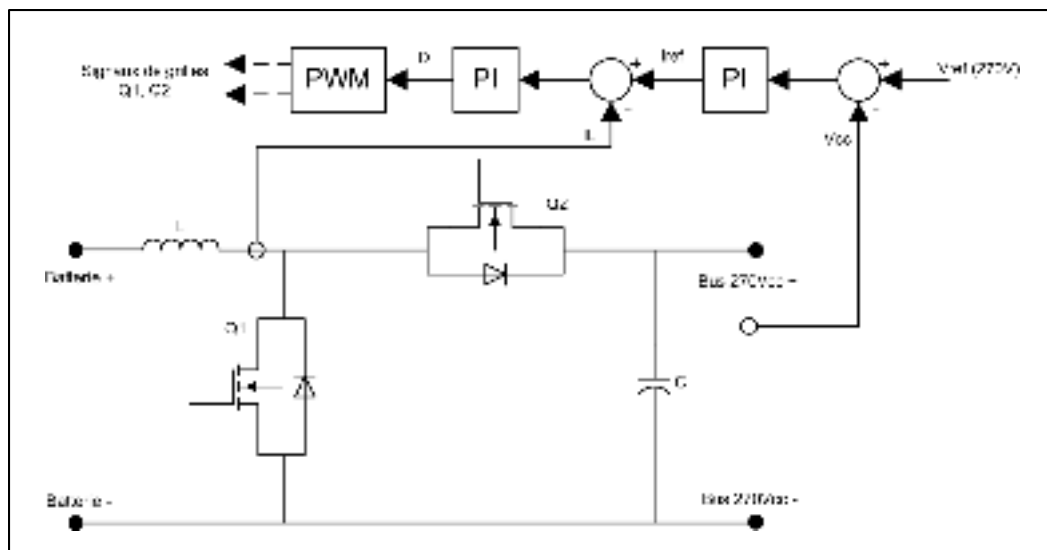


Figure 3.24 Convertisseur cc-cc (puissance et contrôle)

On observe sur la Figure 3.24 que le premier régulateur lit l'erreur de tension sur le bus cc et qu'il en produit une consigne de courant. Cette consigne est le courant nécessaire pour que la tension du bus soit maintenue à la référence (270V). En lisant l'erreur entre la consigne et le courant réel, le second régulateur produit le rapport cyclique du transistor Q1. Ce rapport cyclique est ensuite employé pour générer les signaux des grilles des transistors Q1 et Q2.

Pour générer les signaux de gâchettes, un générateur à modulation de largeur d'impulsions (MLI) est utilisé. Comme préalablement établi à la section 3.4.1.3, le générateur fonctionne à une fréquence de 20kHz. Le rôle du générateur est d'envoyer une impulsion positive à la gâchette du transistor Q2 aussi longtemps que le rapport cyclique le permet. Le signal de gâchette du transistor Q1 est simplement l'inverse de celui du transistor Q2. En effet, les deux transistors ne doivent jamais conduire au même moment puisque cela entraîne un court-circuit du lien cc. La Figure 3.25 démontre le fonctionnement du générateur à MLI.

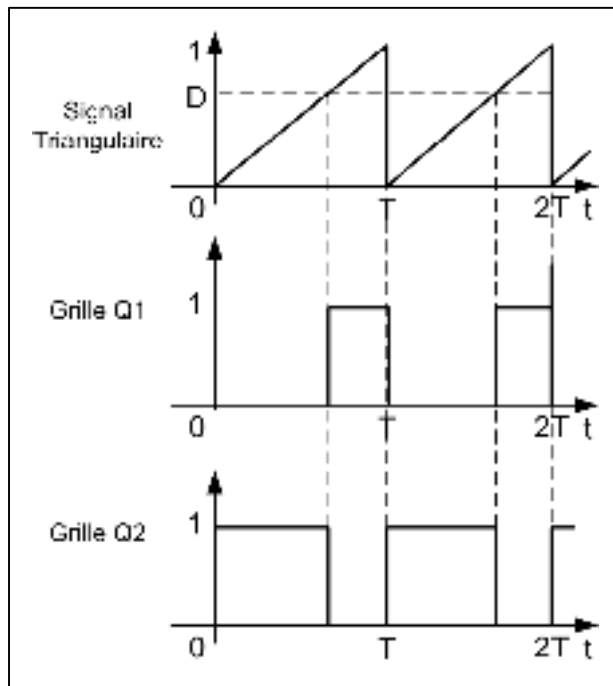


Figure 3.25 Principe de fonctionnement du générateur MLI

Puisque les gains des deux régulateurs PI ont une incidence sur la dynamique de fonctionnement de l'assemblage RAT, ils sont obtenus aux cours de diverses simulations. Leurs valeurs sont présentées au Tableau 3.8.

Tableau 3.8 Gains des régulateurs PI du convertisseur cc-cc

Gain	Valeur
Kp du régulateur de tension du conv. cc-cc	0,1
Ki du régulateur de tension du conv. cc-cc	10
Kp du régulateur de courant du conv. cc-cc	0,0089
Ki du régulateur de courant du conv. cc-cc	1

3.5 Convertisseur ca-cc

Le convertisseur ca-cc créé pour le système hybride d'alimentation de secours est un onduleur. Son objectif est de maintenir le générateur du RAT à la vitesse nominale. Pour effectuer cette tâche, le convertisseur contrôle le courant triphasé le parcourant. En effet, dépendamment de la vitesse de la machine PMG du RAT, il décide si le courant doit provenir du bus cc ou s'il est possible de recharger le banc d'accumulateurs. Donc, si la vitesse de l'ADG devient inférieure à la valeur nominale, de l'énergie doit être amenée du bus cc afin que la vitesse du générateur puisse être maintenue. Le courant circule donc du bus cc vers le réseau ca de l'aéronef. Au contraire, si la vitesse augmente au-dessus de la valeur nominale, de l'énergie supplémentaire peut être amenée dans le bus cc pour recharger les accumulateurs. Le courant se propage alors du réseau ca vers le bus cc. Le principe de fonctionnement est illustré à la Figure 3.26.

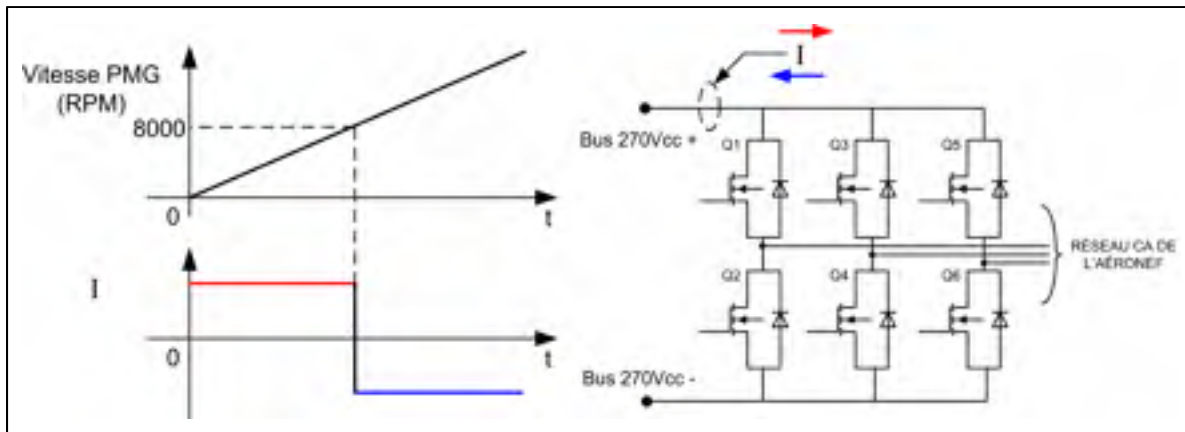


Figure 3.26 Principe de fonctionnement du convertisseur ca-cc

Comme lors de la description du convertisseur cc-cc, la topologie ainsi que le contrôle du convertisseur ca-cc sont expliqués en détail dans le but de mieux saisir le fonctionnement.

3.5.1 Topologie du convertisseur

Le convertisseur ca-cc est en fait un onduleur triphasé alimenté en tension. Il est composé de six transistors de puissance MOSFET et d'un filtre LC, comme le démontre la Figure 3.27.

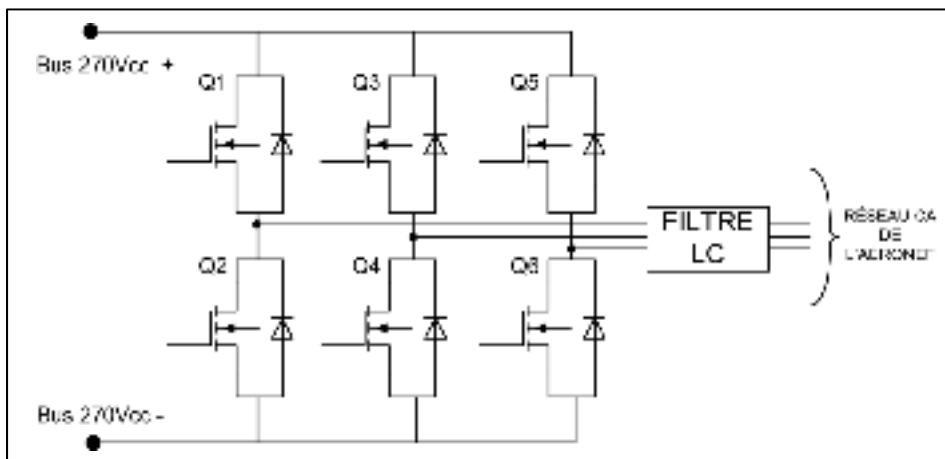


Figure 3.27 Convertisseur ca-cc (onduleur)

Tout d'abord, le principe de fonctionnement du convertisseur est expliqué par l'intermédiaire d'un onduleur à six pas. Ensuite, le dimensionnement du filtre LC est effectué.

3.5.1.1 Principe de fonctionnement du convertisseur ca-cc

Le convertisseur ca-cc employé dans le cadre du projet est un onduleur de tension puisque le convertisseur cc-cc en amont contrôle la tension au bus cc [21]. Le schéma explicatif de ce dernier est montré à la Figure 3.28.

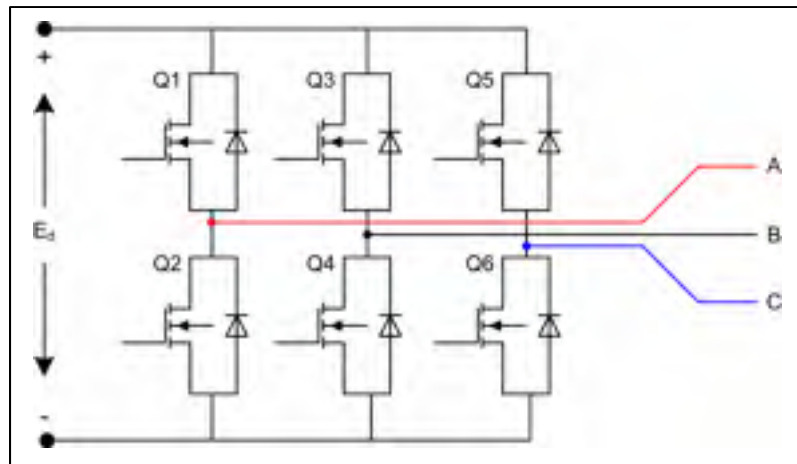


Figure 3.28 Schéma explicatif de l'onduleur

Pour démontrer le principe de fonctionnement du convertisseur utilisé dans cette recherche, le principe d'opération d'un onduleur à six pas est expliqué. Pour créer une tension ca à la sortie, les interrupteurs de puissance (Q1 à Q6) doivent commuter à l'intérieur d'un intervalle précis. Puisqu'un cycle dure 360° et qu'il y a six dispositifs de commutation, chacun des intervalles de commutation doit être séparée de 60° . De plus, chacun des interrupteurs de puissance doit conduire durant 180° lorsqu'il est amorcé, afin de créer trois ondes sinusoïdales déphasées de 120° . Le Tableau 3.9 indique les séquences de commutations à respecter pour façonner une source de tension triphasée. Les X indiquent que l'interrupteur est fermé, alors que les espaces vides indiquent qu'il est ouvert.

Tableau 3.9 Actions des dispositifs de commutation de l'onduleur

	Intervalles de 60°											
	T1		T3		T5		T7		T9		T11	
Interrupteur		T2		T4		T6		T8		T10		T12
Q1		X	X	X				X	X	X		
Q2	X				X	X	X				X	X
Q3				X	X	X				X	X	X
Q4	X	X	X				X	X	X			
Q5	X	X				X	X	X				X
Q6			X	X	X				X	X	X	

En appliquant cette séquence au circuit onduleur représenté à la Figure 3.28, trois formes d'ondes de tension sont obtenues. Elles sont représentées à la Figure 3.29.

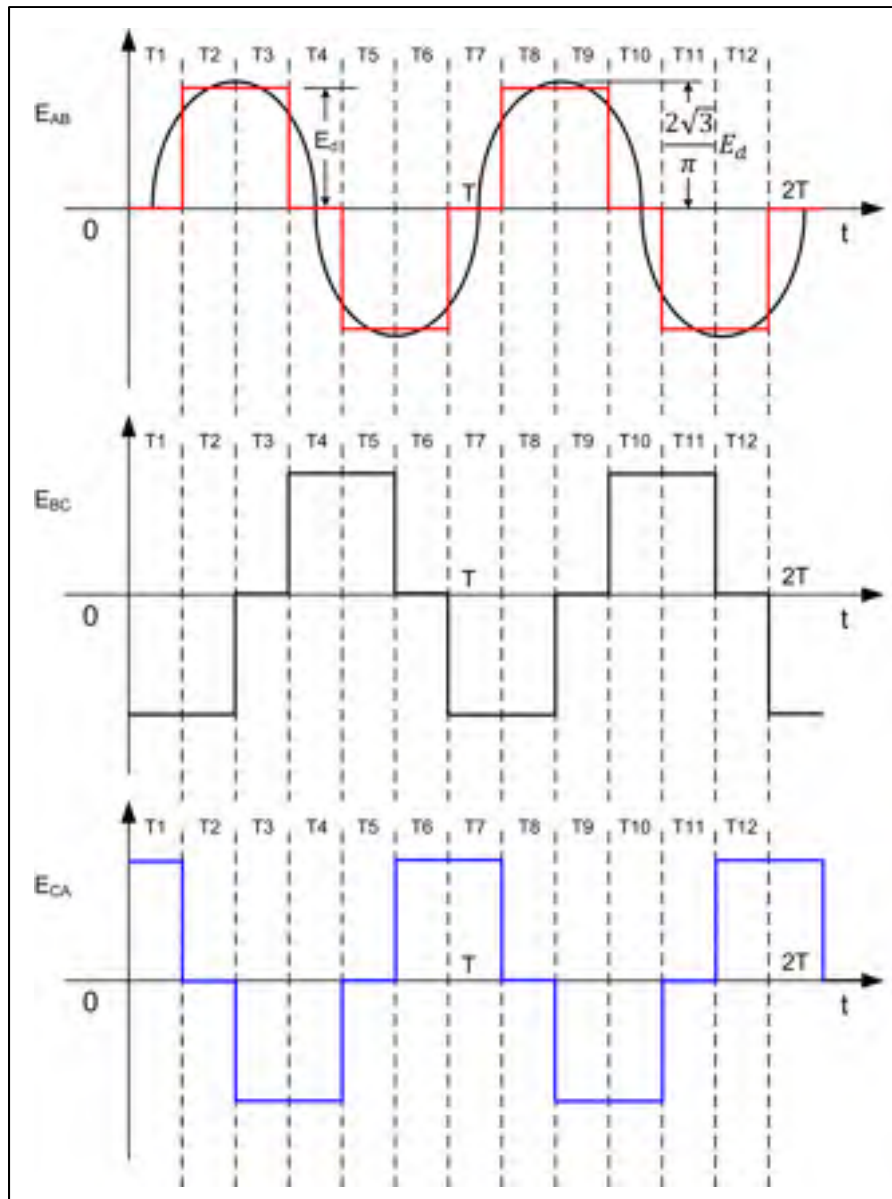


Figure 3.29 Formes d'ondes des tensions à la sortie de l'onduleur

Puisque le convertisseur ca-cc produit une tension rectangulaire, il est important de filtrer la sortie. Voilà pourquoi un filtre est essentiel à la sortie de l'onduleur et qu'il est important de bien le dimensionner.

3.5.1.2 Dimensionnement du filtre LC

Afin de lisser la tension à la sortie du convertisseur ca-cc, un filtre doit être installé à chacune des phases. Le rôle du filtre est d'éliminer les fréquences non désirables engendrées, entre autres, par les commutations du convertisseur. Tout d'abord, la fréquence de coupure du filtre doit être établie. Le convertisseur ca-cc du nouveau système hybride d'alimentation doit se synchroniser à la fréquence de la tension de sortie de l'assemblage RAT. Bien que cette fréquence varie dépendamment des perturbations, ces dernières ne sont pas prises en compte pour décider de la fréquence de coupure. En effet, le système est conçu pour que la fréquence reste la plus stable possible. La fréquence de coupure est alors choisie comme étant égale à la fréquence nominale de la tension du réseau ca de l'aéronef, soit 400Hz.

Le type de filtre choisi pour lisser l'onde sinusoïdale de tension est de type LC. La fréquence de coupure de ce filtre est égale à :

$$\omega_c = 2\pi f_c = \frac{1}{\sqrt{LC}} \quad (3.49)$$

En choisissant arbitrairement une valeur d'inductance de 2mH, on obtient un condensateur d'une valeur de :

$$2\pi f_c = 2\pi \cdot 400 = \frac{1}{\sqrt{2 \times 10^{-3} \cdot C}} \Rightarrow C = 79,15\mu F \quad (3.50)$$

$$\boxed{C \approx 80\mu F}$$

Le schéma du filtre LC conçu est illustré à la Figure 3.30.

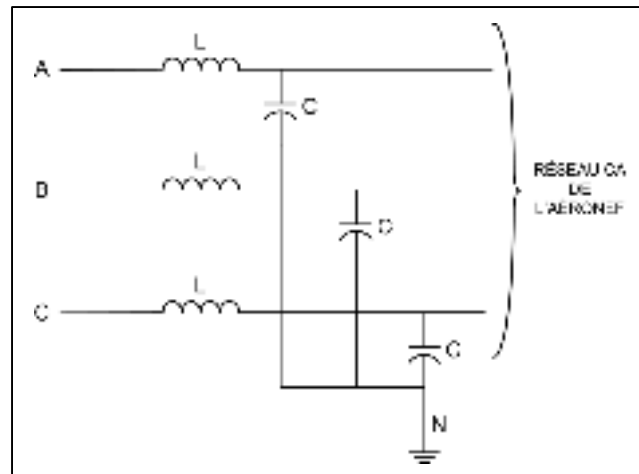


Figure 3.30 Filtre LC du convertisseur ca-cv

3.5.2 Contrôleur du convertisseur

Pour contrôler l'écoulement de puissance à travers le convertisseur, un système d'asservissement composé de plusieurs éléments est conçu. Ce système ainsi que son intégration dans le circuit de puissance est représenté à la Figure 3.31.

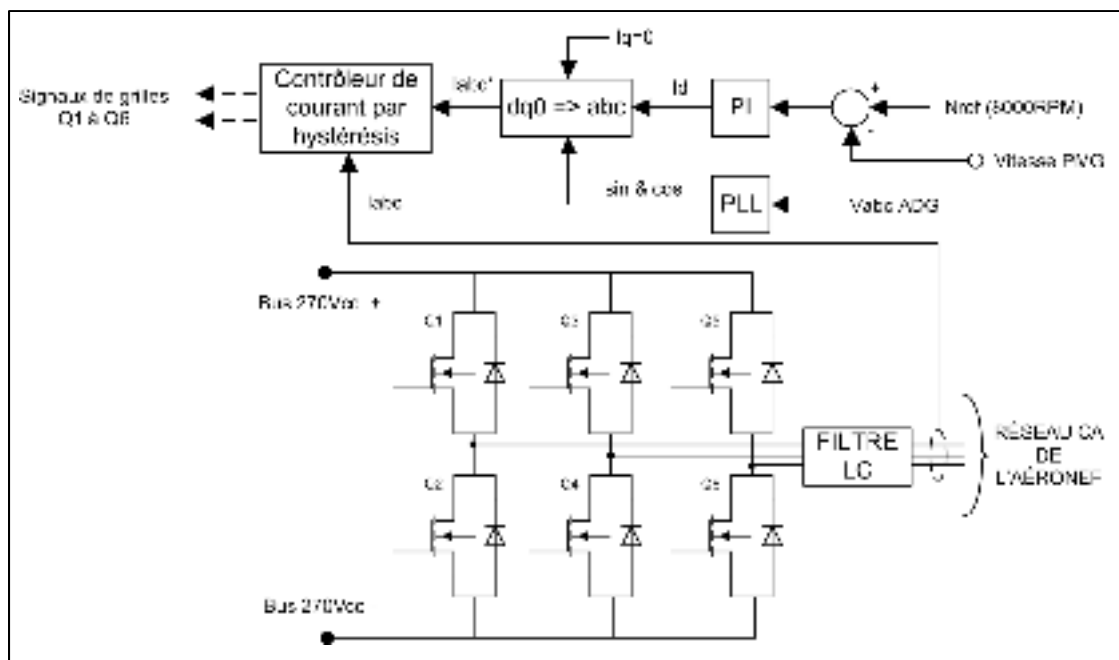


Figure 3.31 Convertisseur ca-cv (puissance et contrôle)

Le contrôleur implémenté asservit la vitesse du générateur de l'assemblage RAT par l'intermédiaire du courant triphasé parcourant l'onduleur. Une référence de courant doit donc être obtenue. Puisque l'onduleur doit demander ou fournir un courant au bus cc, le régulateur PI est conçu de manière à trouver une référence de courant sur l'axe d du référentiel dq. Cependant, la référence de courant entrant dans le contrôleur de courant par hystérésis doit être de forme abc. Il faut alors effectuer une transformation du référentiel dq0 vers un signal triphasé. Cette transformation est effectuée grâce aux équations suivantes :

$$\begin{aligned}
 I_a &= [I_d \sin(\omega t) + I_q \cos(\omega t) + I_0] \\
 I_b &= \left[I_d \sin\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) + I_q \cos\left(\omega t - \frac{2\pi}{3}\right) + I_0 \right] \\
 I_c &= \left[I_d \sin\left(\omega t + \frac{2\pi}{3}\right) + I_q \cos\left(\omega t + \frac{2\pi}{3}\right) + I_0 \right]
 \end{aligned} \tag{3.51}$$

Les équations permettent de constater que les facteurs sinus et cosinus doivent être connus. En effet, ces facteurs font que la tension produite par le convertisseur soit synchronisée avec celle de l'ADG. Pour ce faire, une boucle à phase asservie (PLL) est employée. En utilisant les signaux sinus et cosinus générés par le PLL, en conjonction avec la transformation dq0 vers abc, une référence de courant triphasé est créée. Il est important que la référence soit suivie à tout moment afin d'effectuer une régulation de qualité. Pour accomplir cette tâche, un contrôleur par hystérésis est utilisé. Ce type de contrôleur suit la référence à l'intérieur d'une bande passante choisie selon la précision voulue. Il fait varier le signal de gâchette des transistors au moment où la limite inférieure ou supérieure de la bande passante est atteinte par le signal mesuré. Le contrôleur produit donc un signal de type MLI pour contrôler les interrupteurs de puissance. La Figure 3.32 montre le principe de fonctionnement du contrôleur hystérésis.

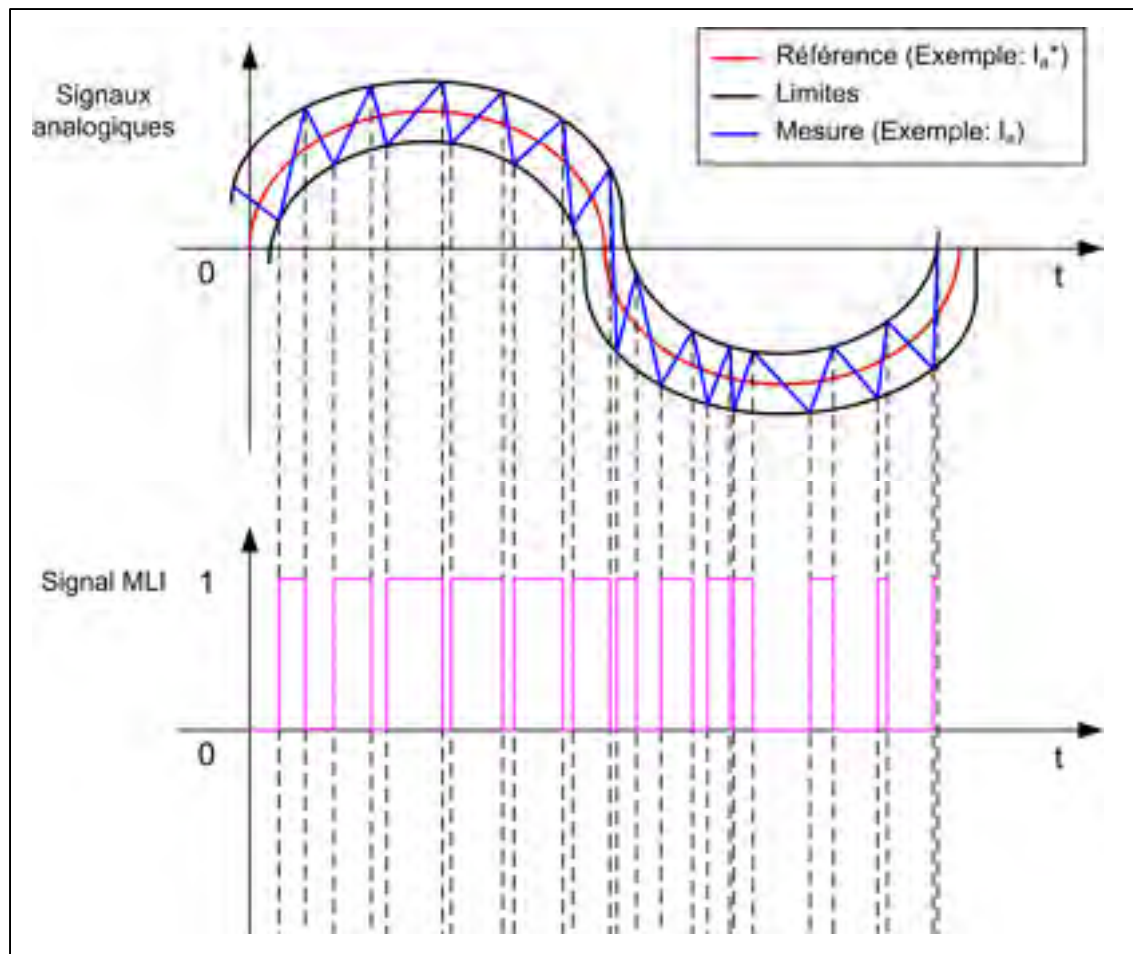


Figure 3.32 Principe du fonctionnement du contrôleur de courant par hystérésis

Le contrôleur utilisé pour l'asservissement de l'onduleur génère les signaux de gâchettes aux transistors. Il s'assure que les signaux de grille aux transistors Q1, Q3 et Q5 sont toujours l'inverse des interrupteurs Q2, Q4 et Q6.

Comme dans le cas du convertisseur cc-cc, les gains du régulateur PI du contrôleur de l'onduleur ont un effet sur la dynamique de fonctionnement de l'assemblage RAT. Ils sont alors trouvés au cours de diverses simulations. Les valeurs permettant un fonctionnement optimal du système hybride d'alimentation de secours sont présentées au Tableau 3.10.

Tableau 3.10 Gains du régulateur PI du convertisseur ca-cc

Gain	Valeur
Kp du régulateur PI du convertisseur ca-cc	0,5
Ki du régulateur PI du convertisseur ca-cc	0,1

3.6 Résistance de freinage

Le dernier élément ajouté à l'assemblage RAT existant est une résistance de freinage au bus cc. Il est important d'ajouter cette résistance puisqu'elle empêche des surtensions de se créer au bus cc. Par exemple, dans l'éventualité que les batteries sont complètement chargées, le courant envoyé par le convertisseur ca-cc peut être redirigé dans la résistance. Cependant, la résistance de freinage ne peut être directement raccordée au bus cc. Effectivement, il lui faut un dispositif de commutation pour quelle soit branchée au bus en temps opportun. Pour expliquer le fonctionnement de la résistance de freinage, la topologie du circuit ainsi que le principe de contrôle sont expliqués dans le détail.

3.6.1 Topologie du circuit

Le circuit de freinage utilisé dans le système hybride d'alimentation est inspiré du bloc *braking chopper* contenu dans les démarreurs de moteurs de la librairie SPS. Le circuit est composé d'une diode, d'un interrupteur de puissance et de la résistance de freinage. L'assemblage est montré à la Figure 3.33.

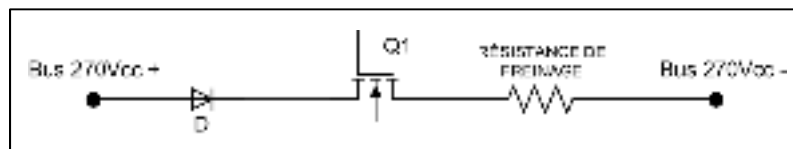


Figure 3.33 Circuit de freinage

Seulement un élément est quantifiable dans ce circuit, il s'agit de la résistance de freinage. Pour calculer la valeur de cette dernière, il suffit d'utiliser la loi d'Ohm :

$$I_{bus\ cc} = \frac{P_{banc}}{V_{bus\ cc}} = \frac{4000}{270} = 14,815A \approx 15A$$

$$R_F = \frac{V_{bus\ cc}}{I_{bus\ cc}} = \frac{270}{15} = 18\Omega$$
(3.52)

3.6.2 Contrôleur du circuit

L'interrupteur de puissance du circuit doit être opéré de manière à être fermé seulement lorsque la tension du bus cc dépasse un certain seuil. L'interrupteur doit aussi être actionné périodiquement afin de bien contrôler la tension du bus cc. Afin d'effectuer ces tâches, le circuit de contrôle représenté à la Figure 3.34 est utilisé.

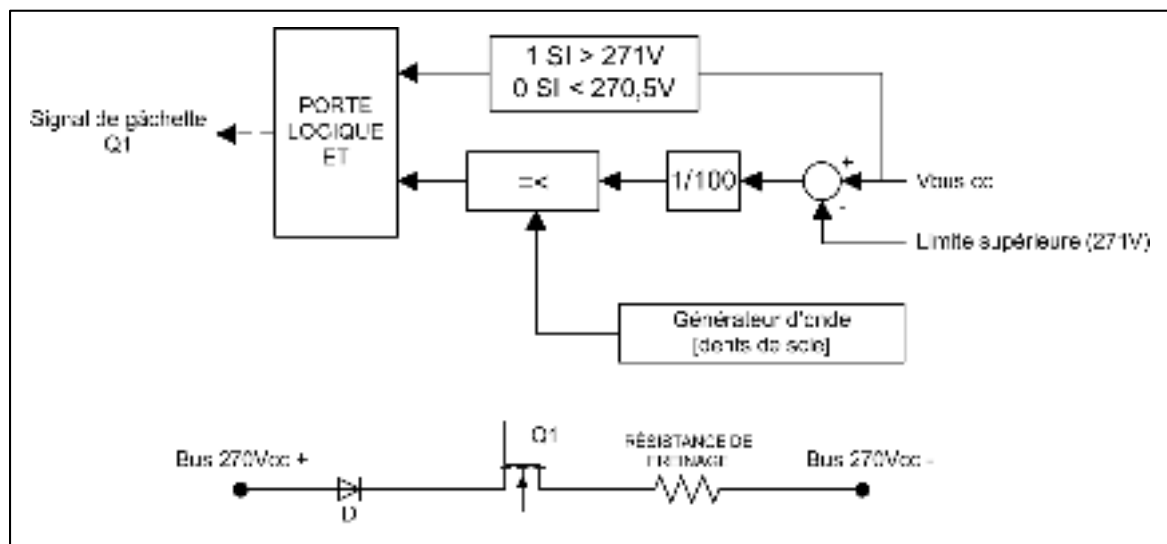


Figure 3.34 Circuit de freinage (puissance et contrôle)

Le circuit de contrôle permet à la résistance de freinage de se brancher sur le bus cc si ce dernier a une tension supérieure à 271V. De plus, le temps de connexion de la résistance au bus est proportionnel à l'erreur entre la mesure et la limite supérieure imposée. Donc, plus l'erreur est grande, plus la résistance est branchée longtemps au bus cc. Finalement, si la tension du bus descend en dessous de 270,5V, la résistance de freinage est immédiatement déconnectée du circuit. La Figure 3.35 illustre le principe de fonctionnement du contrôleur.

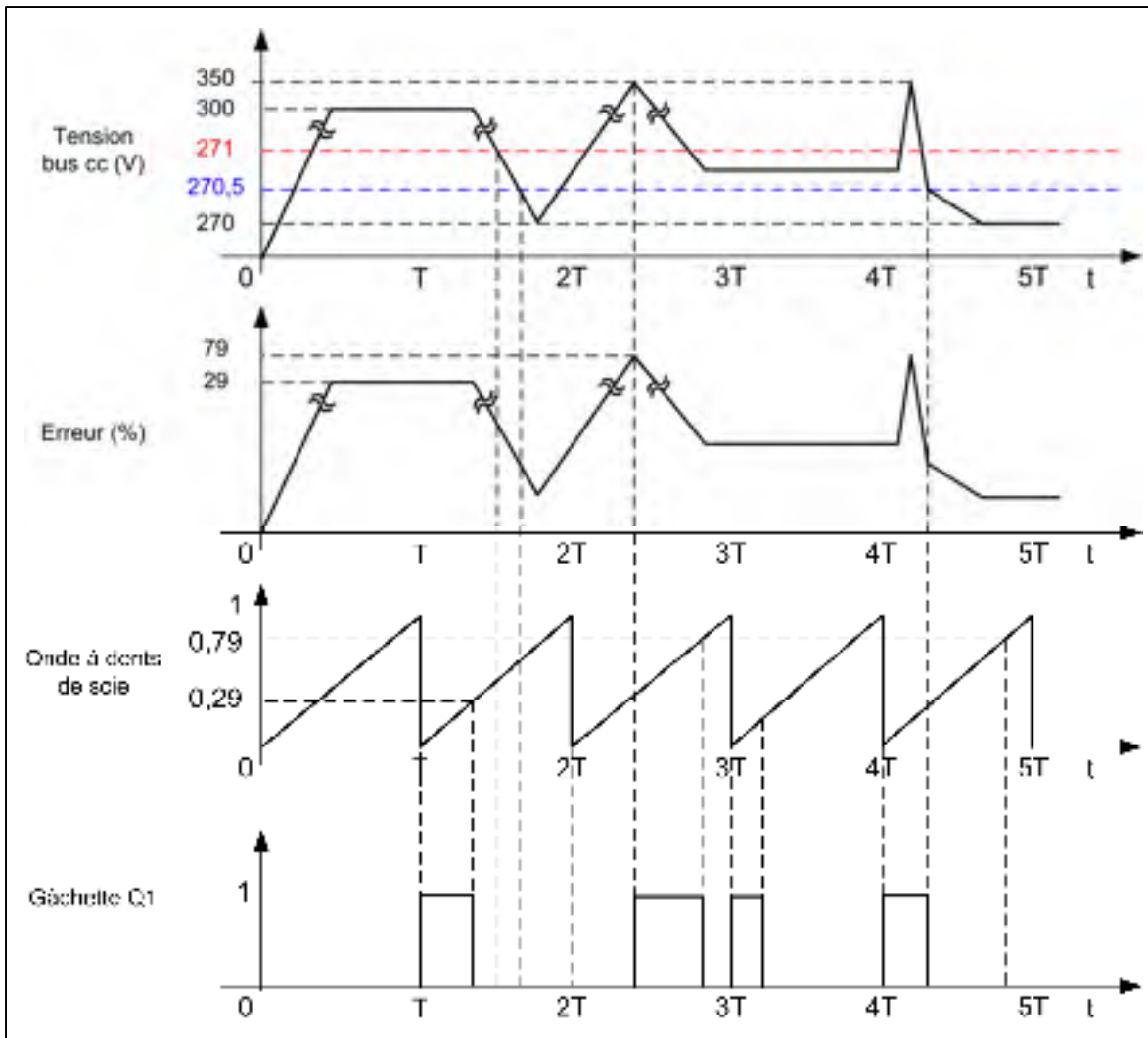


Figure 3.35 Principe de fonctionnement du circuit de la résistance de freinage

3.7 Conclusion

Ce chapitre a servi à présenter les modèles de simulation utilisés pour construire le modèle de simulation global du système hybride d'alimentation de secours. Tout d'abord, le modèle de l'assemblage a été expliqué en détail. Par la suite, une simulation a prouvé que le modèle développé fonctionne comme il se doit. Effectivement, le modèle de l'assemblage RAT est représentatif de la réalité puisque les résultats de simulation et ceux obtenus lors d'un test sont semblables. Le deuxième modèle est celui du banc d'accumulateurs Li-Ion. Les paramètres et la dynamique ont été expliqués afin de démontrer les capacités et les limites du

modèle. Ensuite, le modèle conçu pour représenter le convertisseur cc-cc a été expliqué dans le détail. La topologie a été montrée, le choix des composants justifié et l'asservissement du convertisseur démontré. Les mêmes types d'explications ont été fournis pour le convertisseur ca-cc. En effet, pour ce convertisseur aussi, la topologie et le fonctionnement sont expliqués, le choix des composants du filtre LC est établi et le principe de contrôle est montré de manière exhaustive. Finalement, le dernier modèle conçu est la résistance de freinage et le circuit contrôlant sa connexion au bus cc. Il est expliqué comment la valeur de la résistance est calculée et aussi quel est le principe de fonctionnement du circuit. Pour ce faire, l'asservissement du circuit de freinage est expliqué de façon détaillée. En conclusion, les modèles SPS du système hybride d'alimentation de secours ont été créés. Il est maintenant possible de construire des situations de vol pour faire des essais sur le nouveau système hybride d'alimentation de secours. Ce sont ces simulations qui sont démontrées au prochain chapitre.

CHAPITRE 4

SIMULATIONS

4.1 Introduction

Le CHAPITRE 4 traite des deux simulations effectuées pour démontrer les capacités du modèle du système hybride d'alimentation de secours. Tout d'abord, la modélisation des charges électriques et de la pompe hydraulique est expliquée. Ensuite, la première simulation portant sur un aéronef de type Bombardier Global Express est présentée. La séquence d'activation des charges est expliquée, la simulation est effectuée et les résultats sont présentés et analysés. Finalement, la deuxième simulation porte sur un aéronef de type Bombardier CRJ. Encore une fois, la séquence d'activation des charges est expliquée, la simulation est effectuée et les résultats sont présentés et analysés.

4.2 Présentation des charges électriques

Deux types de charges sont présentés. Le premier type concerne les charges électriques communes aux deux simulations. Il s'agit de charges électriques nécessaires à la navigation, ainsi qu'au système de dégivrage et de désembuage de l'aéronef. Ces charges sont aussi les contrôles électriques des contrôles de vol secondaires. L'autre type de charge est la pompe hydraulique. Cette dernière est en fait un moteur électrique qui fait tourner une pompe hydraulique. La pompe alimente divers contrôles de vol de l'aéronef.

4.2.1 Charges communes aux deux simulations

Diverses charges essentielles sont alimentées par le système d'alimentation de secours d'un aéronef. Pour identifier ces charges et pour les paramétrer correctement, le document [5] a été étudié. Ce rapport traite des charges électriques d'un Bombardier CRJ-900. En triant les diverses fiches techniques, seulement les charges essentielles sont retenues. Ces dernières sont présentées au Tableau 4.1.

Tableau 4.1 Identifications des charges électriques essentielles du Bombardier CRJ-900

No identification	Nom de la charge	Abbréviation
1	<i>Avionics cooling fan</i>	AVFAN
2	<i>Displays cooling fan 1</i>	DFAN1
3	<i>ESS Transformer rectifier unit 2</i>	ESS TRU 2
4	<i>Slats and Flaps ECU 1</i>	-
5	<i>Motor control Unit, Horizontal Stabilizer Trim 2</i>	H STAB TRIM 2
6	<i>Windows heater LH</i>	WIN HEATER LH
7	<i>Pitot port heater</i>	PITOT PORT LH
8	<i>Stanby Pitot probe heater</i>	STBY PITOT PROBE
9	<i>Ice detector LH</i>	ICD1
10	<i>Angle of attack vane heater</i>	AOA VANE LH
11	<i>Lightning dimmer unit (centre pedestal, overhead panel, pilot panel, CBP1, CBP2)</i>	-
12	<i>Proximity sensing electronic unit</i>	PSEU

À partir des paramètres fournis dans les fiches techniques de ces charges, il est possible de créer un modèle SPS de ces dernières. Pour ce faire, la puissance produite au cours de la situation la plus extrême est utilisée. Cette puissance est employée afin que le nouveau système hybride d'alimentation soit exploité au maximum dans le cadre des deux simulations. Deux exemples de fiches techniques et de prélèvement de données sont montrés à l'ANNEXE IV. Aussi, la disposition de ces divers éléments sur l'aéronef est présentée à l'ANNEXE II et à l'ANNEXE V.

4.2.2 Pompe hydraulique

En plus de ces charges, certains aéronefs possèdent une pompe hydraulique alimentée de manière électrique en situation d'urgence. C'est le cas des aéronefs de la gamme CRJ de Bombardier. Les données techniques de la pompe sont présentées au Tableau 4.2, ces paramètres ont été trouvés dans les documents [2] et [5].

Tableau 4.2 Paramètres de la pompe ACMP 3B

Paramètre	Valeur
Identification de la pompe	ACMP 3B
Liquide hydraulique	Skydrol LD-4
Débit	4 gpm
Pression	2825 psi
Puissance de la machine CA	7kW \approx 10HP
Alimentation électrique	115/200V ca
Type de connexion	3 phases Y neutre non connecté

Grâce à ces paramètres, un modèle de pompe hydraulique est créé. Ce modèle est conçu avec les bibliothèques SPS, SimHydraulics® et Simscape™ du logiciel de simulation Simulink®. Ce dernier est illustré à la Figure 4.1.

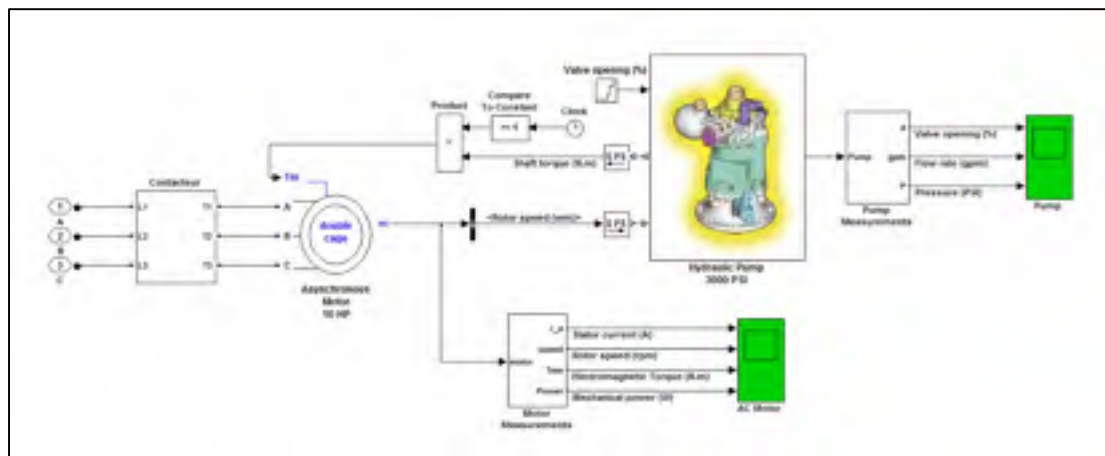


Figure 4.1 Modèle SPS/SimHydraulics®/Simscape™ de la pompe hydraulique ACMP 3B

Pour faire varier le débit et l'effort de la pompe, il suffit de faire varier l'ouverture de la valve de restriction du liquide hydraulique.

4.3 Simulation d'un aéronef de type Bombardier Global Express

La première simulation a été présentée dans le cadre de la conférence CASI : AÉRO 2011 au mois d'avril 2011 à Montréal [22]. Elle est basée sur un avion de type Bombardier Global Express. Le générateur électrique de secours de cet aéronef ne sert qu'à alimenter des charges électriques. Effectivement, la pompe hydraulique de secours tourne grâce à l'arbre de la turbine éolienne de l'assemblage RAT. Elle n'est donc pas intégrée à la simulation puisqu'elle ne fait pas partie du système électrique. La simulation présentée ici se déroule sur une période de 12 secondes. La vitesse de l'aéronef est de 145 knots, soit à la limite inférieure de l'enveloppe de déploiement du RAT. En effet, la vitesse de l'aéronef a été mise à cette valeur afin d'observer le potentiel énergétique des accumulateurs ajoutés. Le modèle Simulink®/SPS de cette simulation est montré à la Figure 4.2.

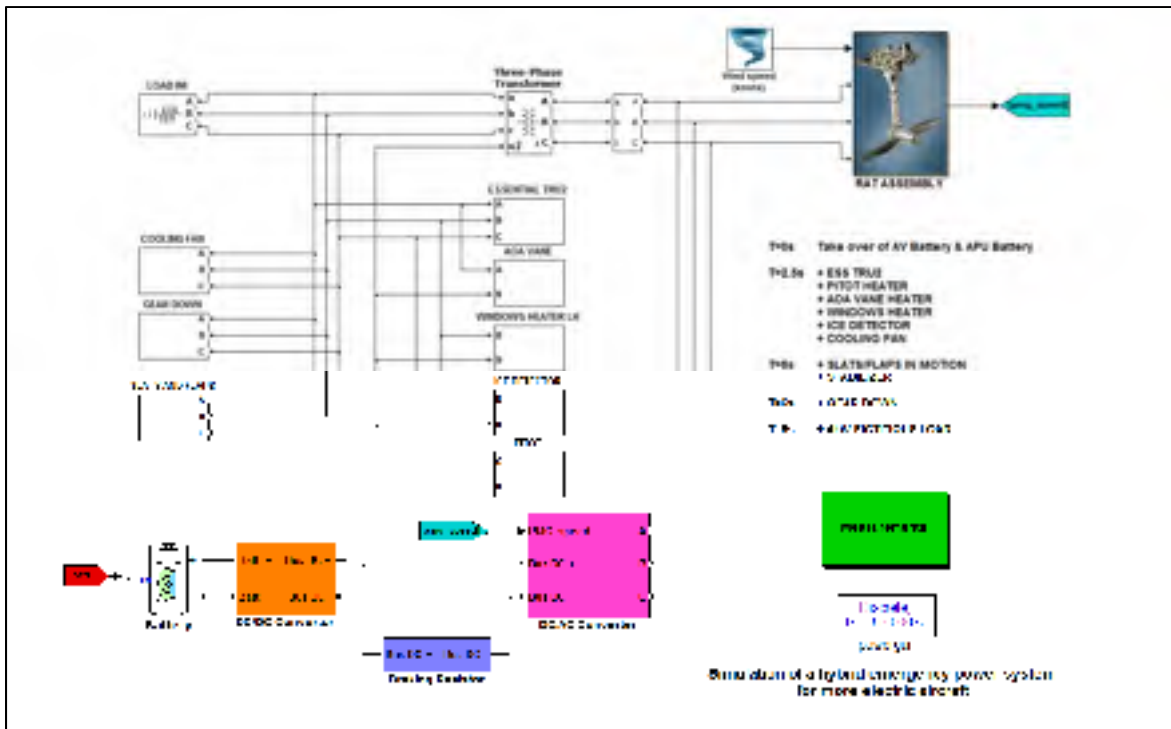


Figure 4.2 Modèle de simulation d'un système hybride d'alimentation de secours dans un aéronef de type Bombardier Global Express

Une séquence d'activation des charges a été établie au cours de discussions avec Bombardier Aéronautique. Le numéro d'identification de la charge est mis entre parenthèses dans la liste ci-dessous. Pour cette simulation, la séquence se déroule comme suit :

- lorsque $t = 0s$
 - l'assemblage RAT prend la relève des batteries avioniques (AV) et des batteries de l'APU. La charge initiale est égale à 3kW. L'éclairage de l'aéronef est inclus à l'intérieur de cette charge (11).
- lorsque $t = 2,5s$
 - en ajout à la charge initiale de 3kW, le système hybride d'alimentation prend en charge le ESS TRU 2 (3), les ventilateurs de refroidissement (1 & 2), le détecteur de glace (9) et les éléments chauffants des tubes Pitot-statiques (7 & 8), de l'aileron AOA (10) et des fenêtres (6).
- lorsque $t = 5s$
 - en ajout aux charges préalablement mentionnées, des contrôles secondaires de vol sont activés. Les becs (*slats*), les ailerons (*flaps*) (4) et le stabilisateur (*stabilizer*) (5) sont connectés sur le réseau ca de l'aéronef. Le mouvement de ces éléments est simulé.
- lorsque $t = 6s$
 - l'avion est prêt à se poser au sol, le train d'atterrissage descend (12). Toutes les charges fournies par B.A. sont branchées sur le réseau ca.
- lorsque $t = 8s$
 - une charge fictive de 4kW représentant les charges supplémentaires d'un avion plus électrique est ajoutée. Le nouveau système alimente l'ensemble des charges essentielles de l'aéronef en plus d'une charge supplémentaire.

Les résultats obtenus au cours de cette simulation sont présentés à la Figure 4.3, à la Figure 4.4, à la Figure 4.5 ainsi qu'à la Figure 4.6.

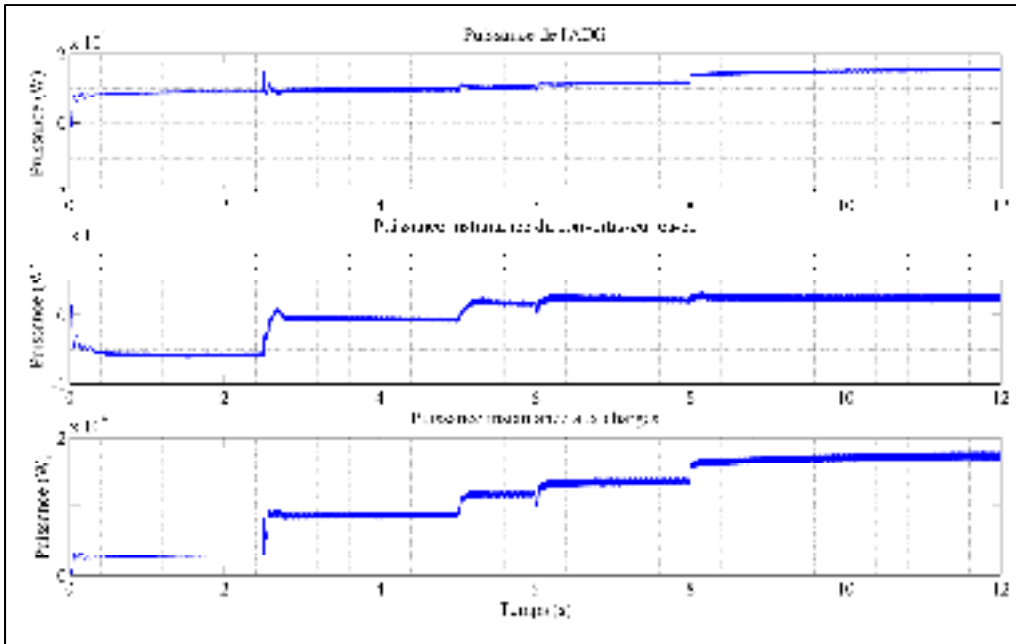


Figure 4.3 Puissances de l'ADG, du convertisseur ca-cc et aux charges lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier Global Express

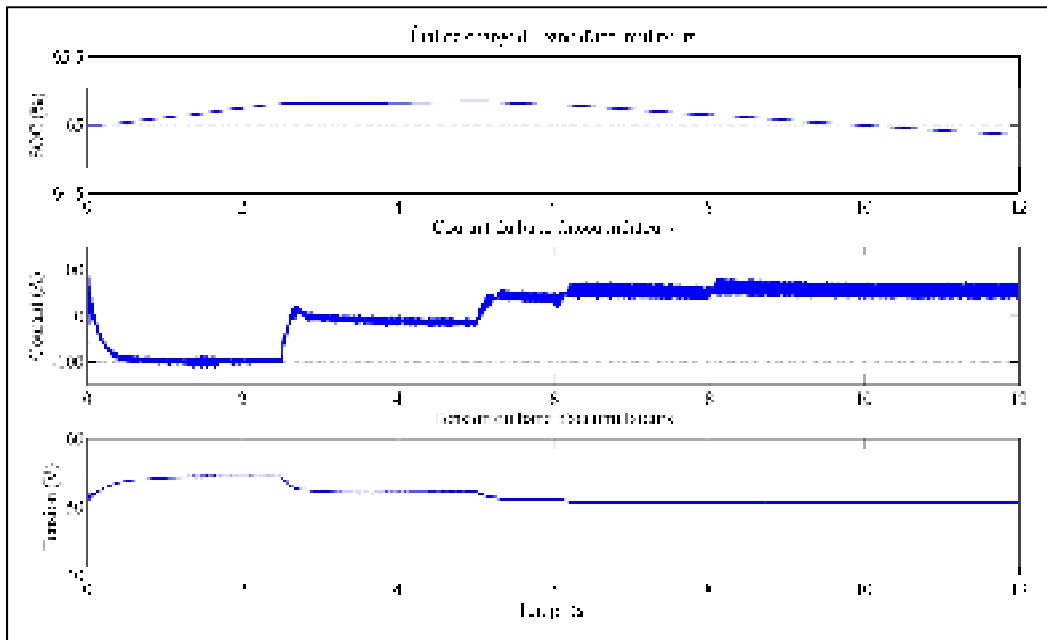


Figure 4.4 État de charge, courant et tension du banc d'accumulateurs lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier Global Express

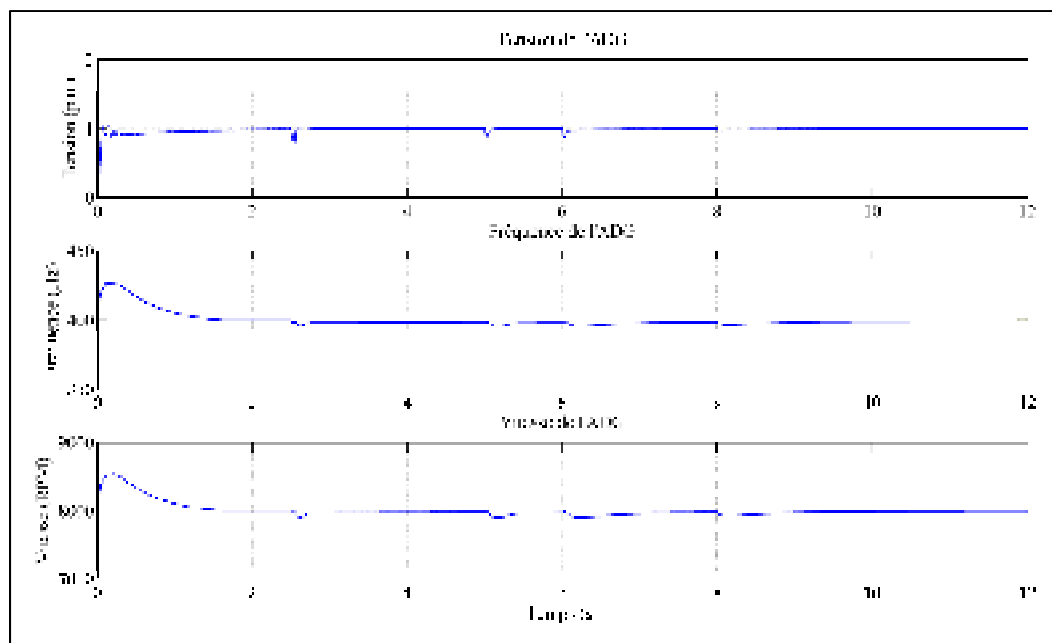


Figure 4.5 Tension, fréquence et vitesse de l'ADG lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier Global Express

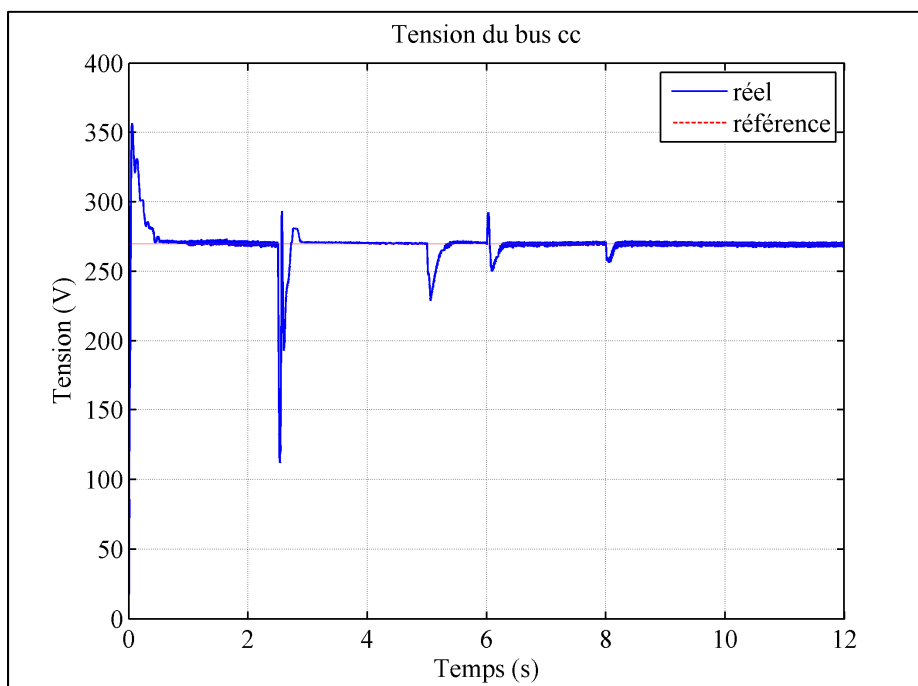


Figure 4.6 Tension réelle et référence au bus cc lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier Global Express

En observant les résultats, on aperçoit que le système hybride d'alimentation de secours fonctionne comme il se doit. En effet, bien que la vitesse de l'aéronef soit égale à la vitesse minimale de déploiement, le système est capable de fournir de l'énergie à une charge supplémentaire.

Plus en détail, on observe que de 0 à 2,5 secondes la puissance de l'ADG demeure quelque peu en dessous de sa puissance nominale (Figure 4.3). La puissance produite par l'ADG qui n'alimente pas les charges recharge les accumulateurs comme le démontre la courbe du courant à la Figure 4.4. Par la suite, entre 2,5 et 5 secondes, l'état de charge des accumulateurs reste stable. Au cours de cette période, l'ADG fournit l'énergie à la totalité de la charge. La puissance nominale de cette dernière est atteinte et l'énergie n'allant pas dans les charges recharge les accumulateurs. Cependant, le courant de recharge est moins important au cours de cette période qu'à la précédente. Au moment où la simulation atteint cinq secondes, les batteries commencent à se décharger. La puissance de l'ADG demeure en dessous de sa puissance nominale. Alors que la sixième seconde de la simulation est atteinte, les batteries se déchargent à un rythme plus élevé. Finalement, à huit secondes la charge fictive est branchée au réseau ca de l'aéronef. À cet instant, la puissance de l'ADG s'élève jusqu'à sa valeur nominale et les accumulateurs fournissent la puissance supplémentaire demandée par les charges. La tension nominale ainsi que la fréquence de l'ADG demeurent stables aux valeurs nominales. Cette dernière période prouve que le système hybride d'alimentation est capable de fournir une puissance plus grande grâce à l'ajout d'accumulateurs. De plus, il est intéressant d'apercevoir que la tension, la fréquence et la vitesse de l'ADG sont maintenues aux valeurs nominales au cours de toute la simulation (Figure 4.5). Il en est de même pour le bus cc. Ce dernier se rétablit toujours à sa valeur nominale de 270Vcc après chaque application d'une nouvelle charge (Figure 4.6). Ces résultats de simulation démontrent que le principe d'un système hybride d'alimentation de secours fonctionne correctement.

4.4 Simulation d'un aéronef de type Bombardier CRJ

La simulation précédente a démontré que le système hybride d'alimentation fonctionne pour un aéronef de type Global Express. Cependant, il est intéressant de se demander s'il en est de même pour un avion possédant un système de secours semblable à celui de la gamme CRJ. En effet, dans les avions Bombardier CRJ, l'énergie hydraulique de secours est fournie par une pompe alimentée de manière électrique. Cette dernière est donc entièrement dépendante du système hybride d'alimentation de secours.

Afin de confirmer que la régulation de vitesse au niveau du convertisseur et de l'angle de calage des pales offre une régulation de qualité, la vitesse de l'aéronef est ajustée à 175 knots pour cette deuxième simulation. Cette dernière se déroule sur une période de 17 secondes et la séquence d'activation des charges est relativement semblable à celle préalablement établie lors de la simulation précédente. Elle se déroule comme suit :

- lorsque $t = 0s$
 - l'assemblage RAT prend la relève des batteries avioniques (AV) et des batteries de l'APU. La charge initiale est égale à 3kW. L'éclairage de l'aéronef est inclus à l'intérieur de cette charge (11). De plus, la machine asynchrone accouplée à la pompe hydraulique est démarrée.
- lorsque $t = 1s$
 - le circuit de la pompe hydraulique ACMP 3B est pressurisé.
- lorsque $t = 2,5s$
 - en ajout à la charge initiale de 3kW, le système hybride d'alimentation prend en charge le ESS TRU 2 (3), les ventilateurs de refroidissement (1 & 2), le détecteur de glace (9) et les éléments chauffants des tubes Pitot-statiques (7 & 8), de l'aileron AOA (10) et des fenêtres (6).
- lorsque $t = 5s$
 - en ajout aux charges préalablement mentionnées, des contrôles secondaires de vol sont activés. Les becs (*slats*), les ailerons (*flaps*) (4) et le stabilisateur (*stabilizer*) (5)

sont connectés sur le réseau ca de l'aéronef. Le mouvement de ces éléments est simulé. De plus, la pompe ACMP 3B fonctionne à 25% de sa capacité.

- lorsque $t = 6s$
 - l'avion est prêt à se poser au sol, le train d'atterrissage descend (12). Toutes les charges fournies par B.A. sont branchées sur le réseau ca et la pompe ACMP 3B fonctionne à 70% de sa capacité.
- lorsque $t = 8s$
 - la pompe ACMP 3B fonctionne à 100%. Ainsi, le nouveau système alimente l'ensemble des charges essentielles de l'aéronef.

Le modèle Simulink®/SPS de cette simulation est montré à la Figure 4.7.

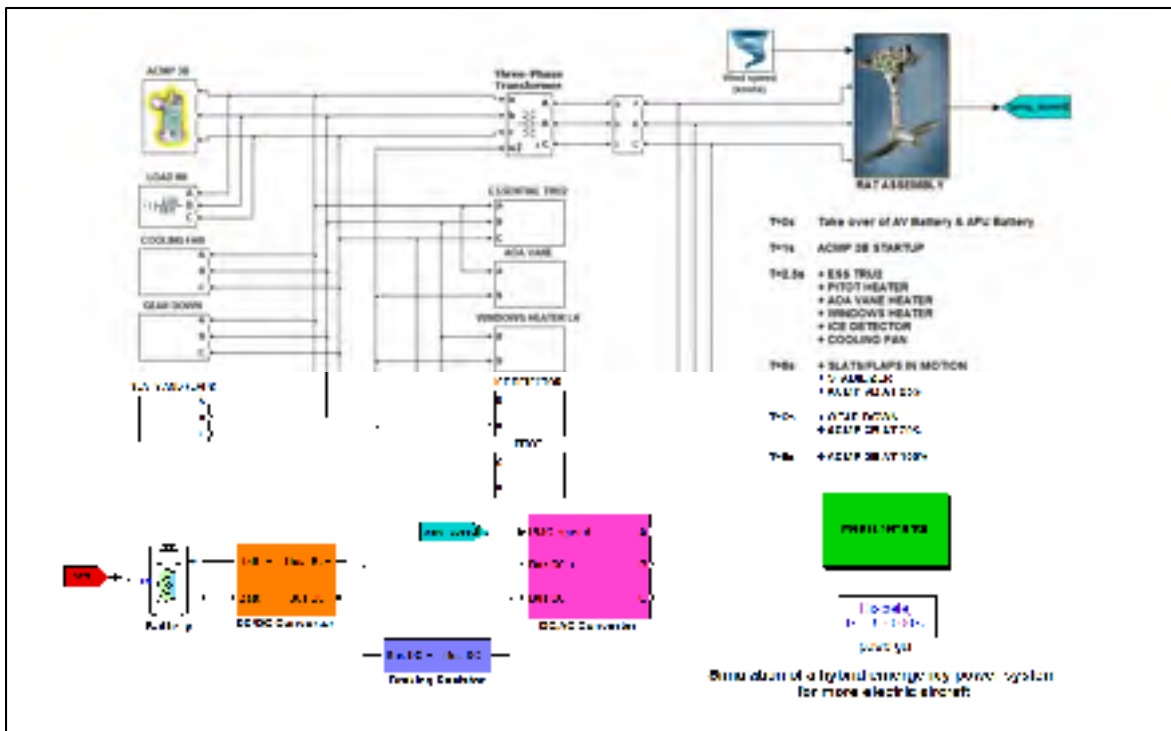


Figure 4.7 Modèle de simulation d'un système hybride d'alimentation de secours dans un aéronef de type Bombardier CRJ

Les résultats obtenus au cours de cette simulation sont présentés de la Figure 4.8 à la Figure 4.13.

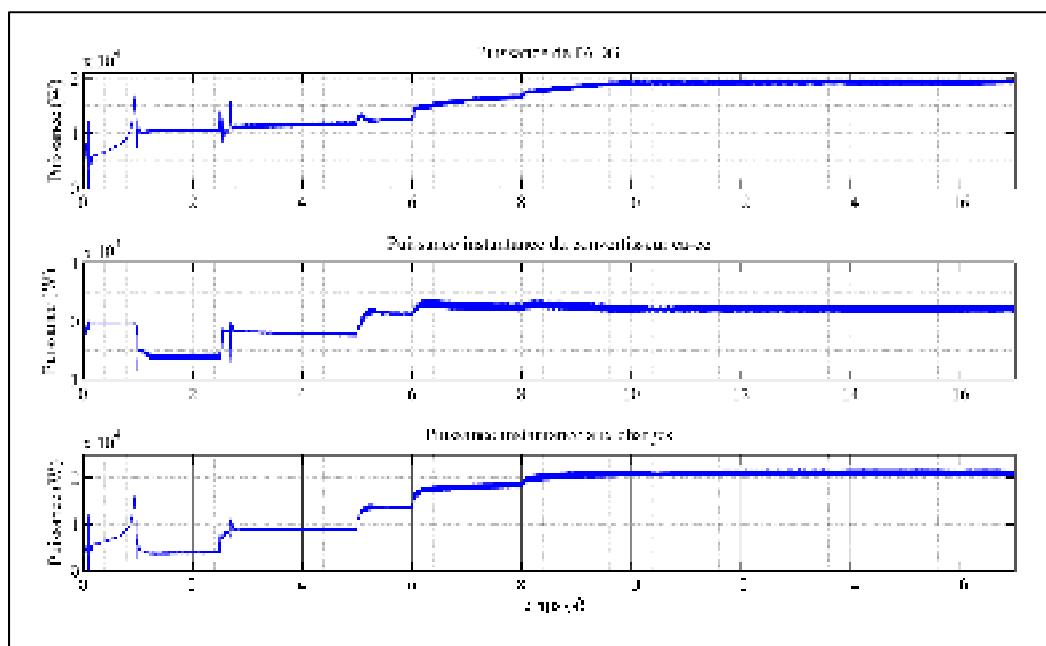


Figure 4.8 Puissances de l'ADG, du convertisseur ca-cc et aux charges lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier CRJ

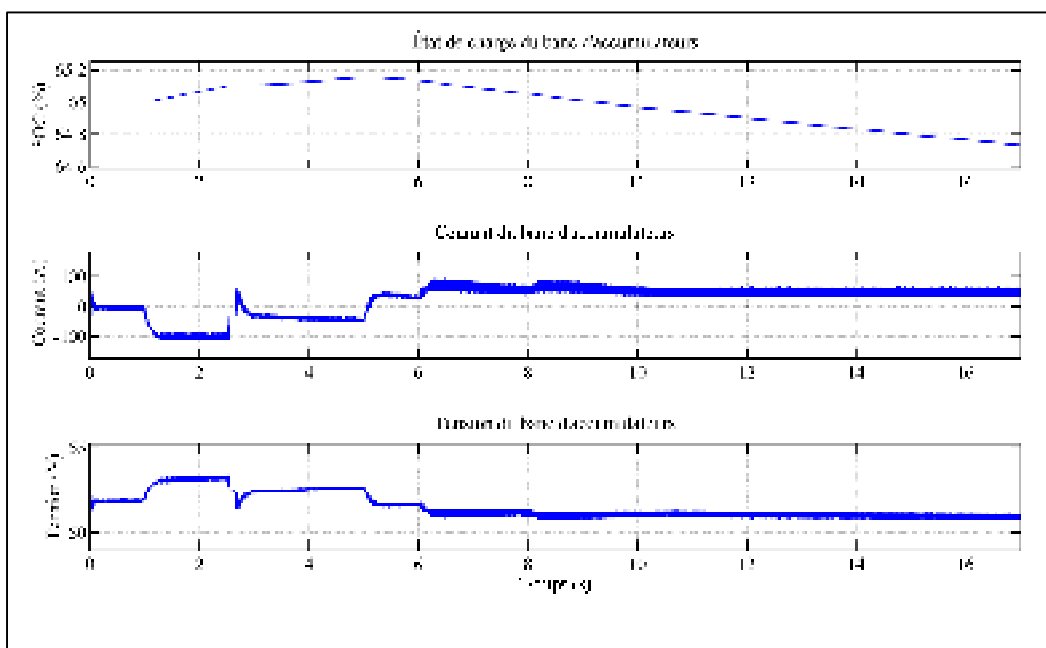


Figure 4.9 État de charge, courant et tension du banc d'accumulateurs lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier CRJ

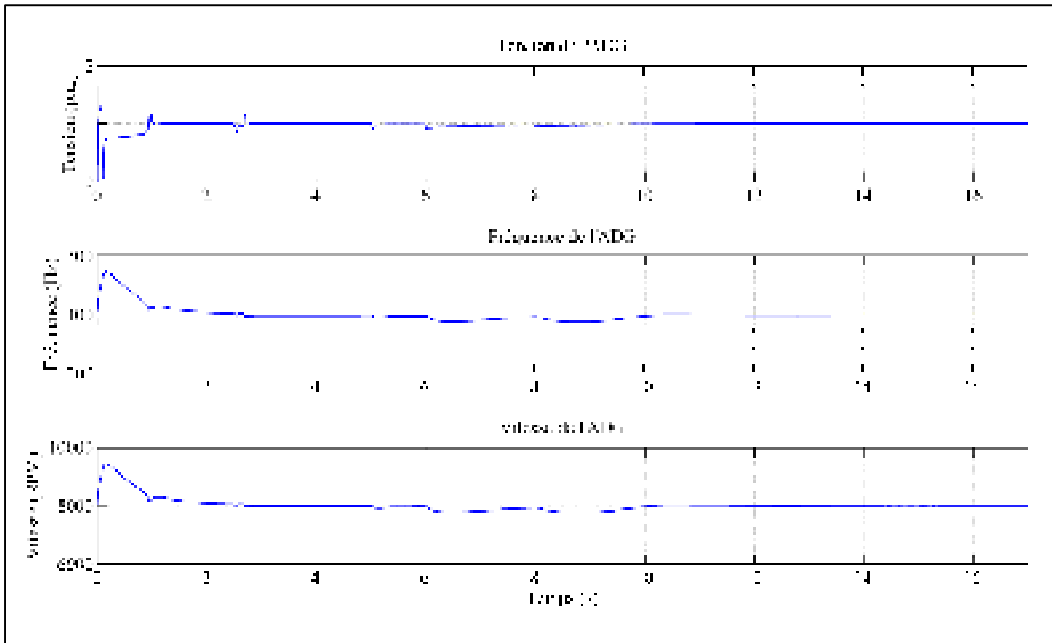


Figure 4.10 Tension, fréquence et vitesse de l'ADG lors de la simulation dans un avion de type Bombardier CRJ

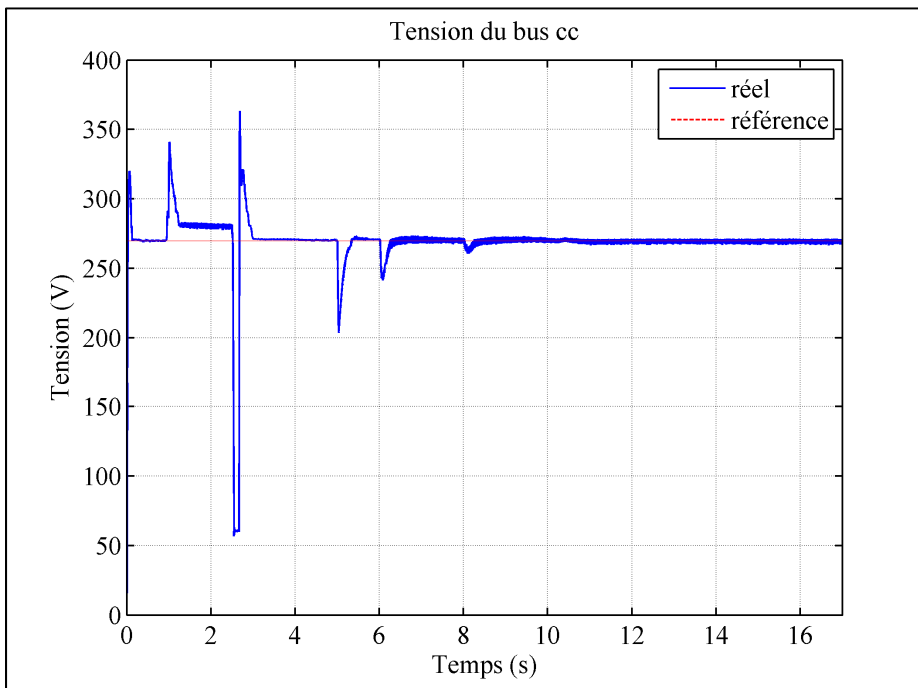


Figure 4.11 Tension réelle et référence au bus cc lors de la simulation dans un avion de type Bombardier CRJ

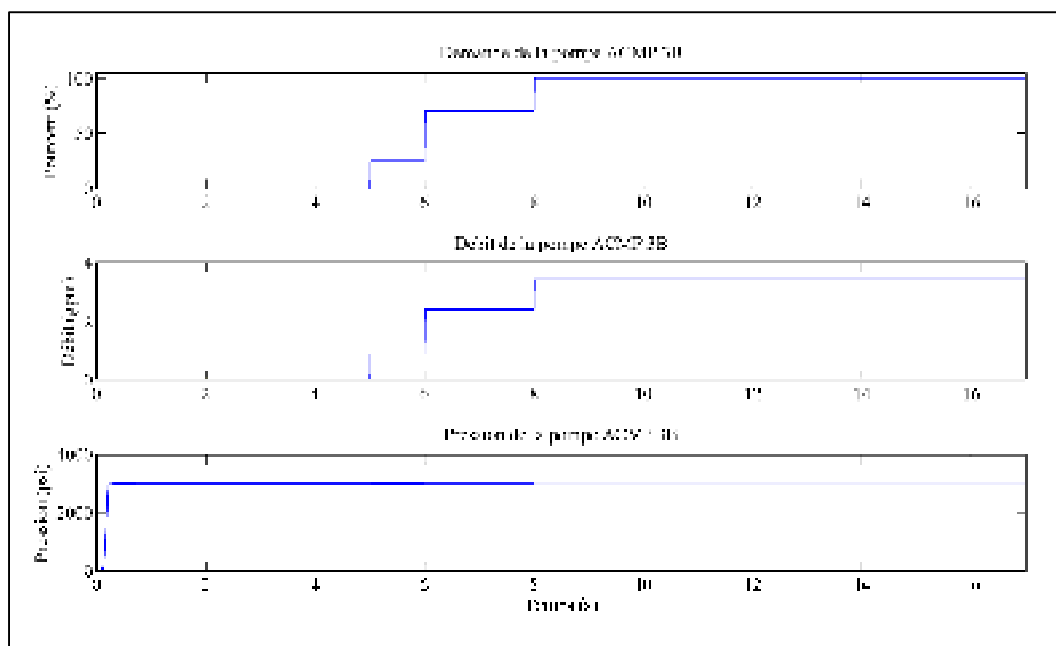


Figure 4.12 Demande, débit et pression de la pompe ACMP 3B lors de la simulation dans un aéronef de type Bombardier CRJ

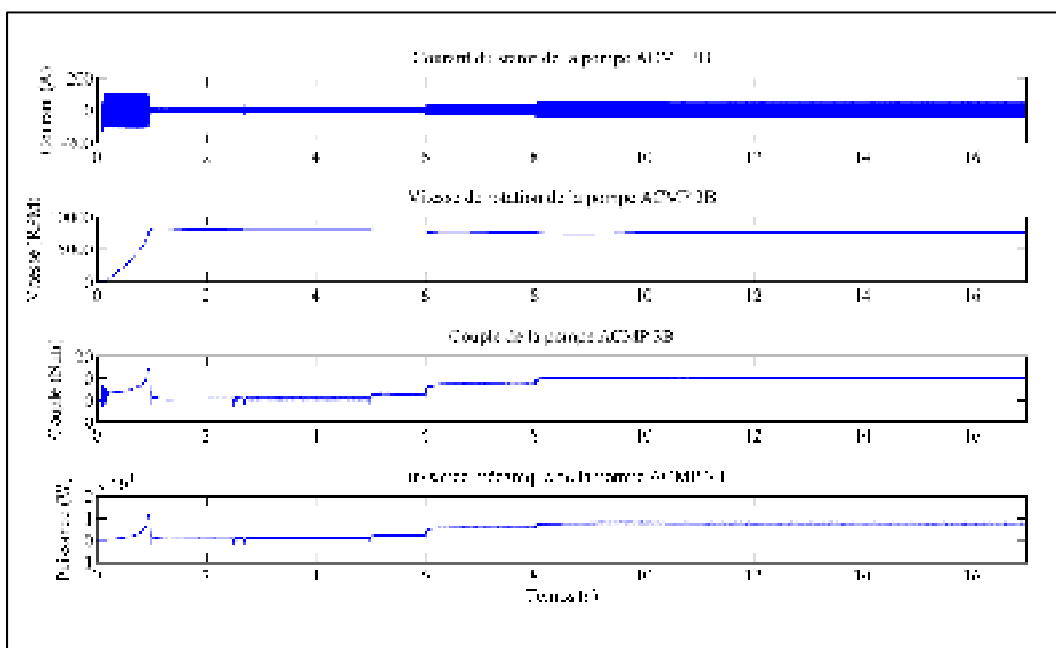


Figure 4.13 Courant, vitesse, couple et puissance mécanique du moteur électrique de la pompe ACMP 3B

En résumé, le système hybride réagit semblablement comme lors de la simulation précédente. En effet, la tension produite par l'ADG est maintenue à sa valeur nominale et il en est de même pour sa fréquence. Aussi, le bus de tension cc se maintient sensiblement toujours à la valeur de référence. Des variations se produisent seulement lorsque de nouvelles charges sont connectées sur le réseau. Le système hybride se comporte comme espéré et les batteries sont rechargées et déchargées au cours de la simulation.

En observant les courbes des résultats, on remarque divers éléments intéressants. Au départ, l'assemblage RAT prend le relais des batteries AV et des batteries de l'APU. Le moteur accouplé à la pompe hydraulique ACMP 3B est aussi démarré. L'ADG fournit la puissance à la machine électrique ainsi qu'aux charges essentielles. Après une seconde, la vitesse du moteur relié à la pompe a atteint sa vitesse nominale. Le circuit hydraulique est pressurisé à cet instant et le convertisseur ca-cc est autorisé à fonctionner. Le banc d'accumulateur se charge avec un courant important jusqu'au moment où la simulation atteint un temps de 2,5 secondes. À partir de ce moment, les accumulateurs continuent de se recharger, mais à un rythme plus lent puisque le courant est moins important. En effet, l'ADG doit fournir les nouvelles charges mises sur le réseau. Le prochain événement se produit lorsque la simulation atteint un temps de cinq secondes. À ce moment, le débit demandé à la pompe est de 25%, soit environ 1 gpm. Les becs, les volets et le stabilisateur sont en fonction et le banc d'accumulateurs commence à se décharger. Par la suite, à six secondes le débit de la pompe augmente. Le courant de décharge du banc d'accumulateurs augmente lui aussi, afin de fournir en partie la puissance supplémentaire requise. Aussi, la puissance de l'ADG augmente pour répondre à la demande de la pompe hydraulique. Effectivement, la vitesse de l'aéronef est plus élevée que celle permettant à l'ADG de produire sa puissance nominale. À cause de cela, le générateur électrique est capable de fournir une puissance plus grande que 15kVA. Finalement, au temps de huit secondes la pompe hydraulique travaille à 100% de sa capacité (environ quatre gpm). Les accumulateurs continuent de se décharger et en partenariat avec l'ADG toutes les charges essentielles ainsi que la pompe fonctionnent correctement jusqu'à la fin de l'essai.

4.5 Conclusion

Ce chapitre a permis de constater que le système hybride d'alimentation de secours fonctionne comme il se doit. Effectivement, deux simulations ont été faites pour mettre à l'épreuve le nouveau concept. Les simulations ont permis d'observer que les accumulateurs se rechargent ou se déchargent, dépendamment de l'énergie demandée par l'aéronef. Le système hybride permet aussi de maintenir la tension de l'ADG ainsi que la fréquence de la tension triphasée aux valeurs nominales, et ce, peu importe les charges mises sur le réseau ca de l'appareil. En effet, contrairement au système existant, la nouvelle conception empêche des fluctuations de tension et de fréquence importantes comme celles vues dans la documentation de Bombardier Aéronautique [3]. Aussi, les simulations démontrent que les batteries Ni-Cd à l'intérieur de l'aéronef ne sont plus nécessaires lorsque l'assemblage RAT est déployé. En effet, le nouveau concept peut fournir l'entièreté de l'énergie demandée par l'avion sans l'aide de ses accumulateurs. De plus, le système hybride d'alimentation prouve qu'il est possible de créer un bus cc de 270V à partir d'un système d'alimentation existant. Il est donc possible d'intégrer des éléments d'un aéronef plus électrique à l'intérieur d'un appareil actuel. Aussi, la rigidité du système hybride a été éprouvée grâce aux deux séquences de charges. De toute évidence, il est improbable que toutes les charges soient activées au même moment lors d'une situation d'urgence. Il n'a pas été choisi de complètement décharger les batteries Li-Ion sur une plus grande période. Effectivement, le but des simulations était de démontrer la capacité du nouveau système à fournir une plus grande énergie que le système d'alimentation de secours existant. Le fait que le système hybride puisse fournir toutes ces charges montre sa capacité à fournir une grande puissance électrique. De courtes périodes de simulations ont été choisies afin de bien démontrer la capacité du nouveau système à fournir des crêtes de puissances subites. Toutes ces particularités démontrent que le nouveau système hybride d'alimentation de secours est un concept prometteur pour les futurs aéronefs plus électriques.

CONCLUSION

Les travaux de recherches de ce projet ont eu pour objectif de développer une alimentation hybride de secours pour un aéronef plus électrique. Pour accomplir cette tâche, il a tout d'abord fallu établir les bases du système existant. Plusieurs documents provenant de Bombardier Aéronautique ont été analysés. Il a été important de faire une bonne recherche d'informations afin de bien comprendre le fonctionnement du système d'alimentation de secours du Bombardier Global Express et du Bombardier CRJ-900. Ces deux aéronefs possèdent quelques différences dans la conception de leur assemblage RAT. Aussi, certains paramètres ne sont disponibles que pour un aéronef et non pour l'autre ou vice-versa. Afin de construire un modèle de simulation d'un assemblage RAT, des paramètres de conceptions ont été établis. Ces paramètres sont une fusion des spécifications disponibles pour chacun des aéronefs. Par la suite, le type d'accumulateurs ajouté en parallèle à l'assemblage RAT existant a été choisi. Des accumulateurs Li-Ion ont été sélectionnés pour fournir le surplus d'énergie qu'un avion de type MEA demande. Ensuite, l'architecture du système hybride a été présentée ainsi que son principe d'asservissement. À partir de la conception du système hybride d'alimentation de secours, des modèles de simulations ont été créés. Premièrement, le modèle SPS de l'assemblage RAT a été confectionné. À partir de résultats de tests fournis par B.A. le modèle a été validé. Les courbes obtenues lors du test réel et lors de la simulation du modèle se sont avérées semblables. Cela prouve que le modèle de simulation de l'assemblage RAT fonctionne comme il se doit. Par la suite, les modèles de simulation du banc de batterie, des deux convertisseurs et du circuit de freinage ont été construits. Grâce à tous les modèles, le modèle de simulation du système hybride d'alimentation est assemblé. Deux simulations sont effectuées et les résultats obtenus correspondent à ceux attendus. La première simulation s'inspire d'un Bombardier Global Express. Au cours de la simulation, le système hybride d'alimentation de secours réussit à fournir une puissance plus grande que la puissance nominale de l'ADG. La deuxième simulation alimente aussi les charges électriques essentielles en plus d'une pompe hydraulique. La simulation démontre que le système hybride peut alimenter l'ensemble des charges électriques, tout en maintenant un fonctionnement optimal de 100% de la pompe hydraulique.

RECOMMANDATIONS

Au terme de cette recherche, quelques recommandations peuvent être émises afin d'améliorer le système hybride conçu. Tout d'abord, pour améliorer le fonctionnement de l'assemblage RAT un contrôle de type *maximum point power tracking* (MPPT) peut être envisagé. Ce type de contrôle permet une gestion optimale de l'énergie produite par l'ADG. Cependant, il faut plusieurs paramètres pour peaufiner un tel type de contrôle. Malheureusement, ces paramètres ne sont pas fournis par le fabricant du RAT et B.A. ne les possède pas. Ce point amène une autre recommandation. En effet, puisque les paramètres ne sont pas disponibles, il peut être envisagé d'effectuer des tests sur un assemblage RAT complètement démonté. Ces essais permettent d'identifier les paramètres détaillés afin de construire un modèle de turbine éolienne et de générateur électrique très semblable à la réalité.

D'autres améliorations peuvent être apportées au système hybride d'alimentation. Effectivement, un filtre actif peut être ajouté à la sortie du convertisseur ca-cc afin que ce dernier s'adapte parfaitement à la fréquence de l'ADG. Aussi, au lieu des accumulateurs Li-Ion, des supercondensateurs peuvent être utilisés. Les supercondensateurs ont un temps de réponse plus rapide, ils sont capables de fournir une puissance subite. En les branchant au bus cc, ils peuvent être capables d'empêcher ce dernier de s'affaïsser lors de demandes soudaines.

ANNEXE I

DÉTAILS DU SYSTÈME DE GÉNÉRATION ET DE DISTRIBUTION ÉLECTRIQUE (EPGDS) DU BOMBARDIER GLOBAL EXPRESS

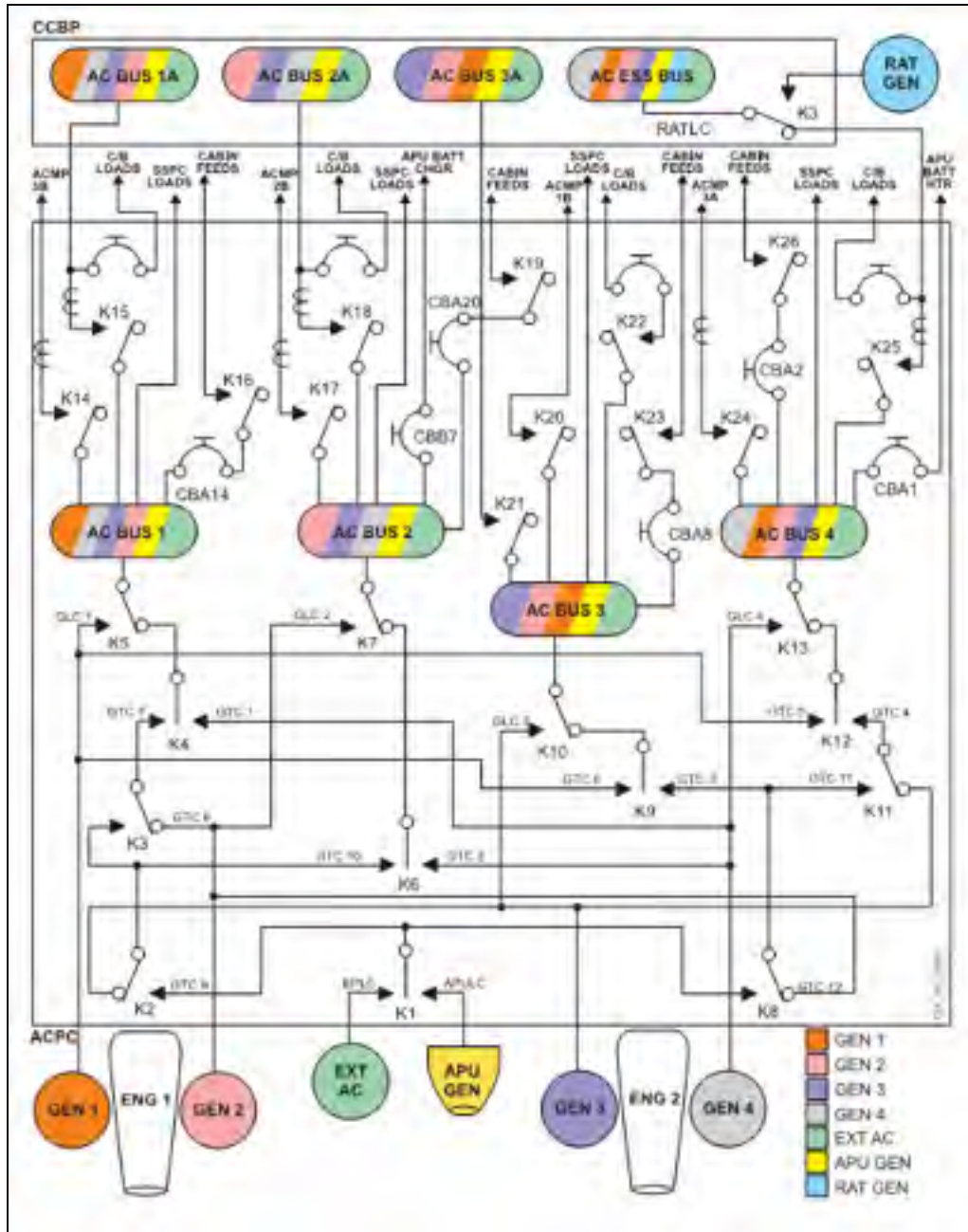


Figure-A I-1 Génération et distribution ca du Bombardier Global Express
Tirée de Instruction manual Bombardier Global Express : Electrical (2011, p. 7)

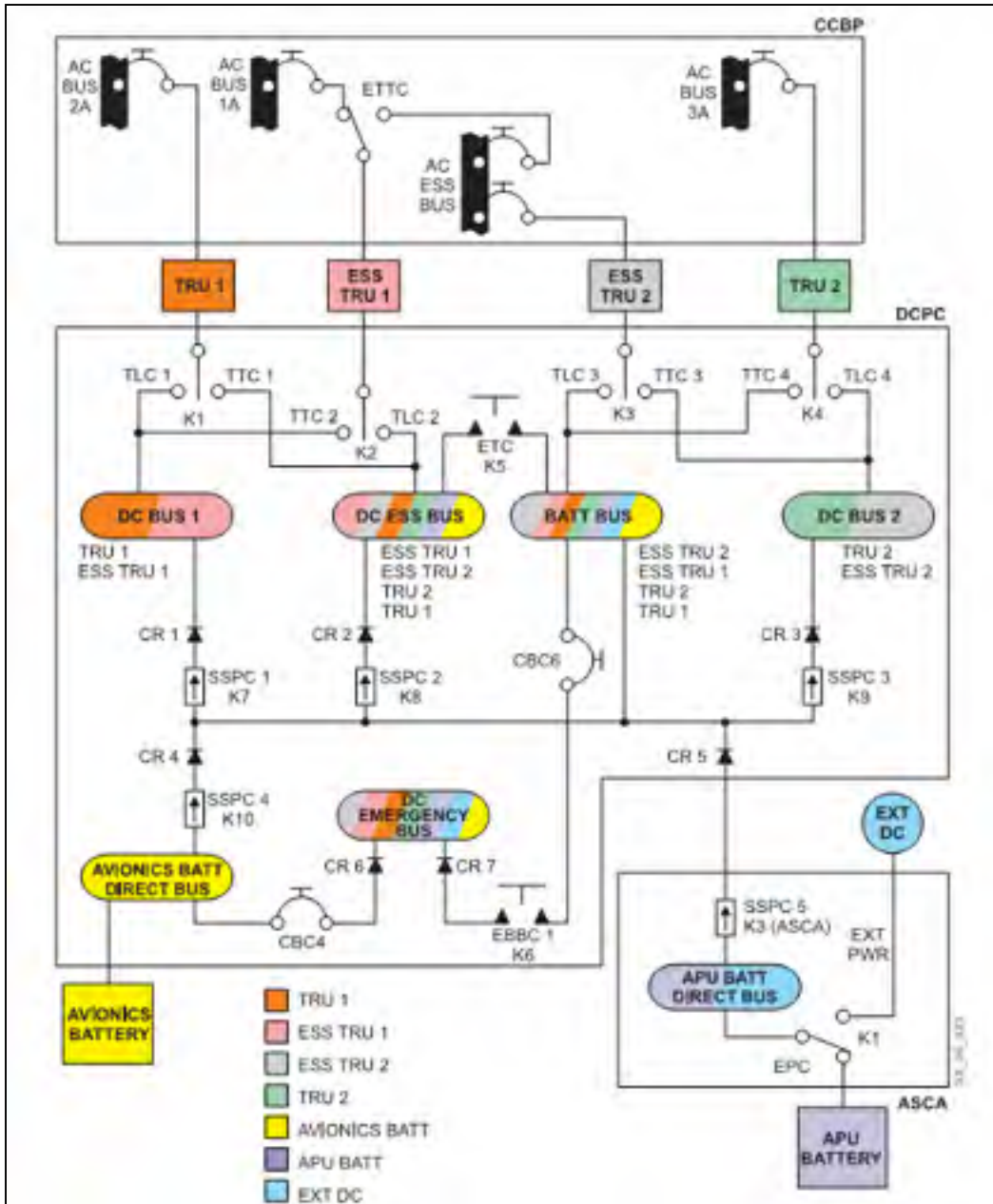


Figure-A I-2 Génération et distribution cc du Bombardier Global Express
 Tirée de Instruction manual Bombardier Global Express : Electrical (2011, p. 23)

ANNEXE II

CONTRÔLES DE VOL PRIMAIRES ET SECONDAIRES DU BOMBARDIER GLOBAL EXPRESS

Les contrôles de vol primaires sont responsables du roulis (*roll*), du tangage (*pitch*) et du mouvement de lacet (*yaw*) de l'aéronef. La Figure-A II-1 illustre ces mouvements par rapport à son centre de gravité.

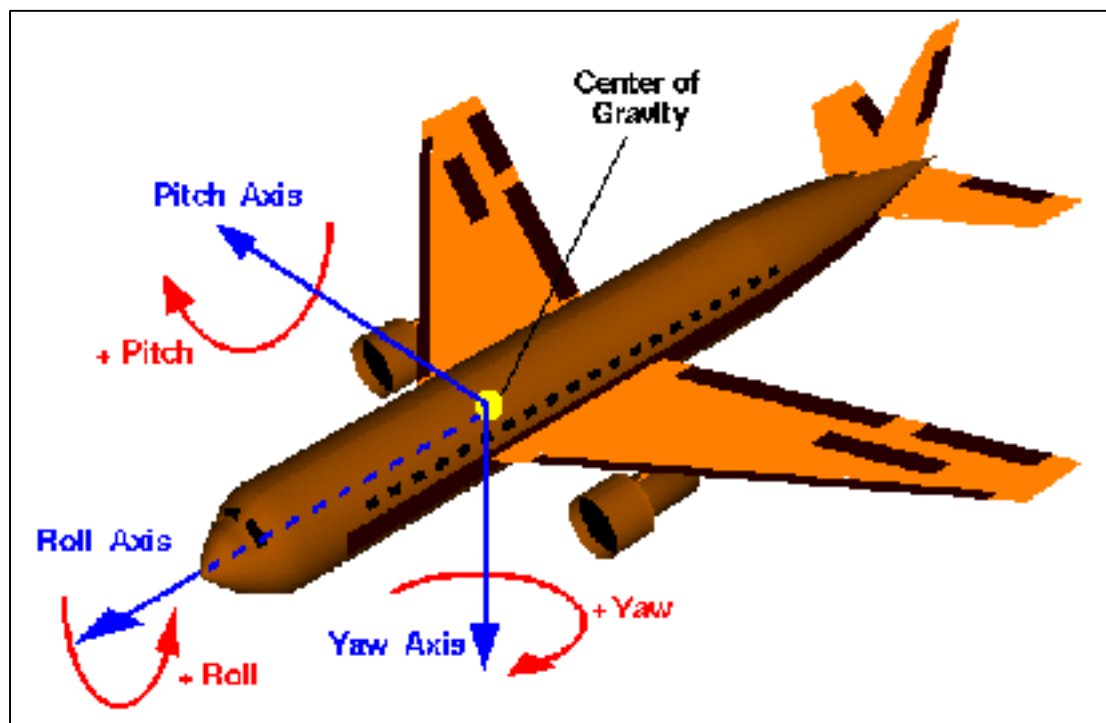


Figure-A II-1 Mouvements d'un aéronef par rapport à son centre de gravité
Tirée de Wikipedia (2006, En ligne <<http://en.wikipedia.org/wiki/File:Rollpitchyawplain.png>>)

La Figure-A II-2 montre l'emplacement des contrôles de vol primaires sur le Bombardier Global Express. Les ailerons (*aileron*) contrôlent le roulis, la gouverne de profondeur (*elevator*) contrôle le tangage et la gouverne de direction (*rudder*) contrôle le mouvement de lacet.

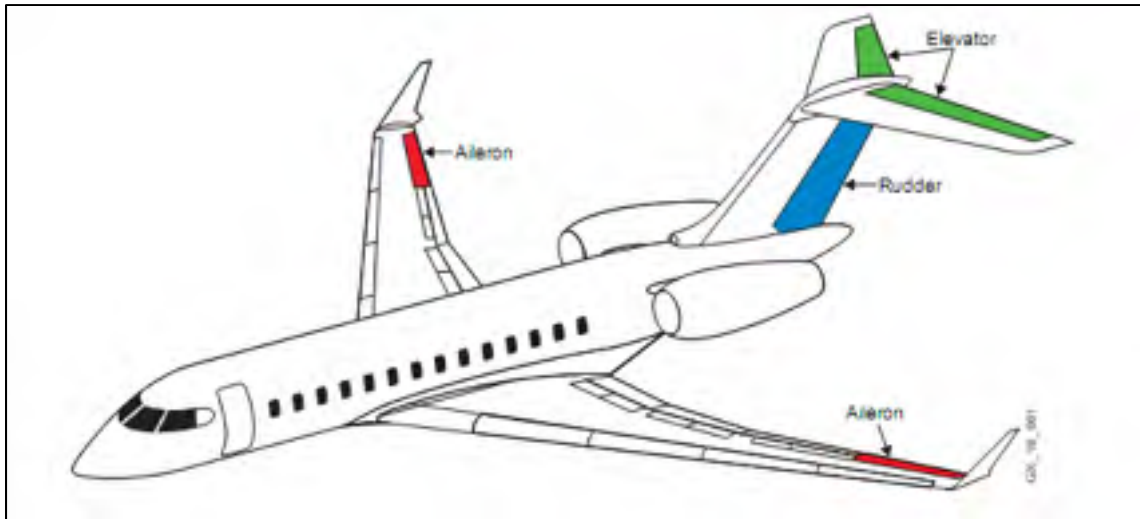


Figure-A II-2 Contrôles de vol primaires sur le Bombardier Global Express
Tirée de Instruction manual Bombardier Global Express : Flight Controls (2011, p. 2)

En plus des contrôles primaires, il existe des contrôles de vol secondaires. Les bords de fuite (*slats*) et les volets (*flaps*) ont une incidence sur la portance et/ou la traînée de l'aéronef. Les spoilers (*spoilers*) diminuent la portance de l'appareil, ils sont aussi utilisés lors de mouvements de roulis pour permettre un pilotage plus fin. Finalement, il y a le stabilisateur (*stabilizer*) sur la queue arrière. Comme son nom l'indique, il sert à stabiliser l'avion en palier, en montée ou en descente sans action sur la gouverne de profondeur. Les emplacements des contrôles de vol secondaires sur le Bombardier Global Express sont affichés à la Figure-A II-3.

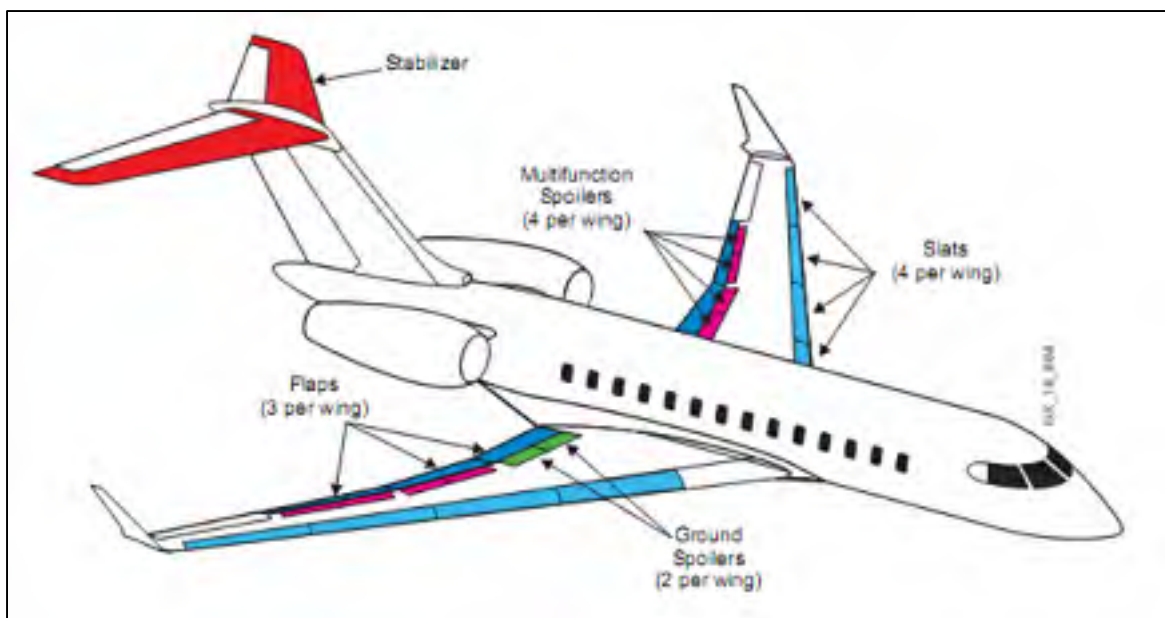


Figure-A II-3 Contrôles de vol secondaires sur le Bombardier Global Express
Tirée de Instruction manual Bombardier Global Express : Flight Controls (2011, p. 4)

ANNEXE III

CIRCUITS HYDRAULIQUES DU BOMBARDIER GLOBAL EXPRESS

L'aéronef Bombardier Global Express compte 3 circuits de puissance hydraulique. Chacun des circuits alimente les dispositifs représentés à la Figure-A III-1.

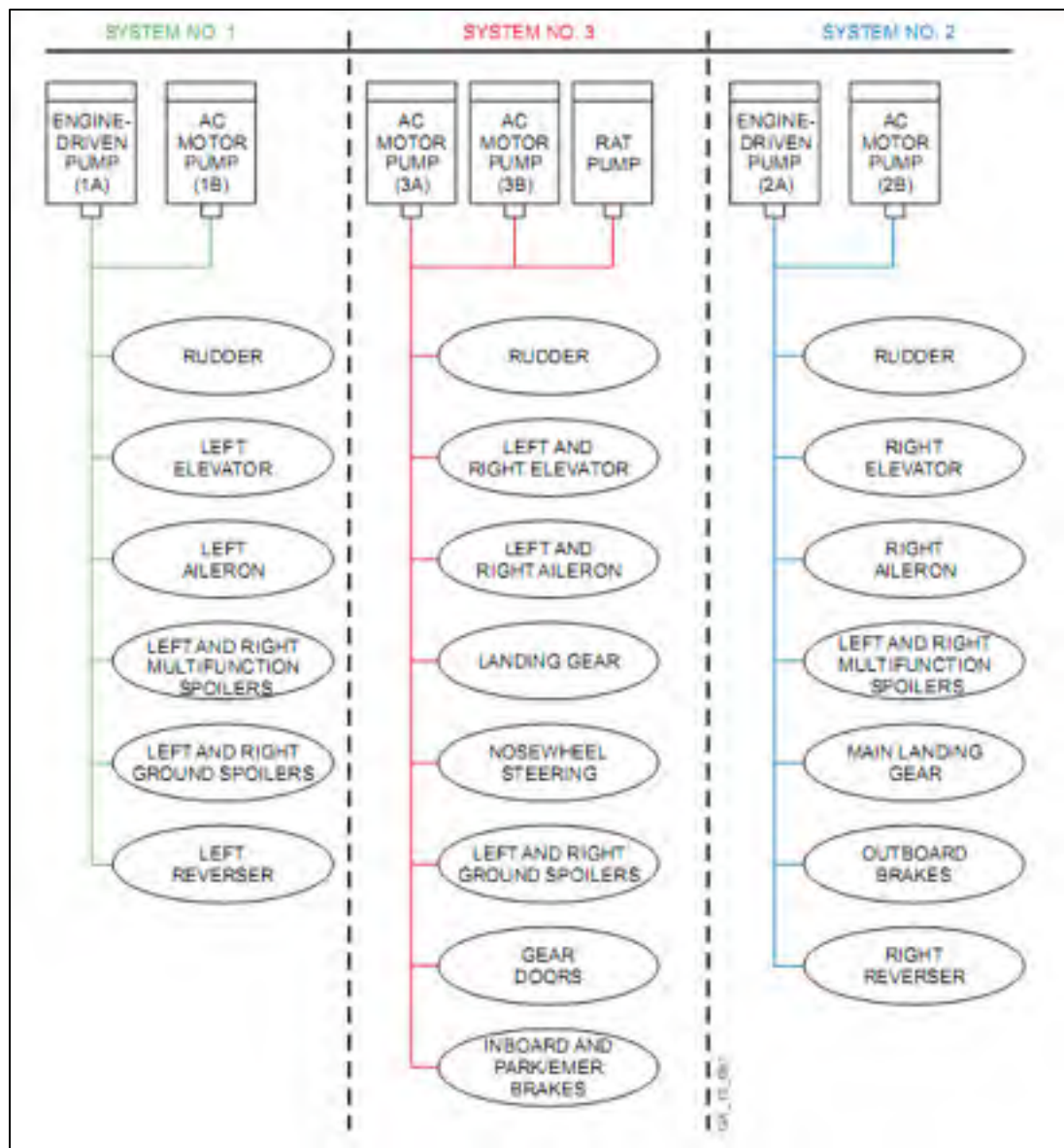


Figure-A III-1 Distribution hydraulique du Bombardier Global Express
Tirée de Instruction manual Bombardier Global Express : Hydraulics (2011, p. 2)

Dans le cas d'une perte des moteurs ou du système électrique, la pompe hydraulique couplée au RAT alimente le circuit SYSTEM NO. 3. Les pompes électriques branchées sur le circuit SYSTEM NO. 3 (ACMP 3A, ACMP 3B) ne peuvent assister la pompe du RAT dans le cas d'une perte des moteurs puisqu'aucun générateur électrique n'est alors disponible. En effet, ces pompes ne fonctionnent que si un générateur principal (GEN 1, GEN 2, GEN 3 ou GEN 4) est toujours opérationnel. La Figure-A III-2 illustre le parcours du fluide hydraulique lors du déploiement du RAT.

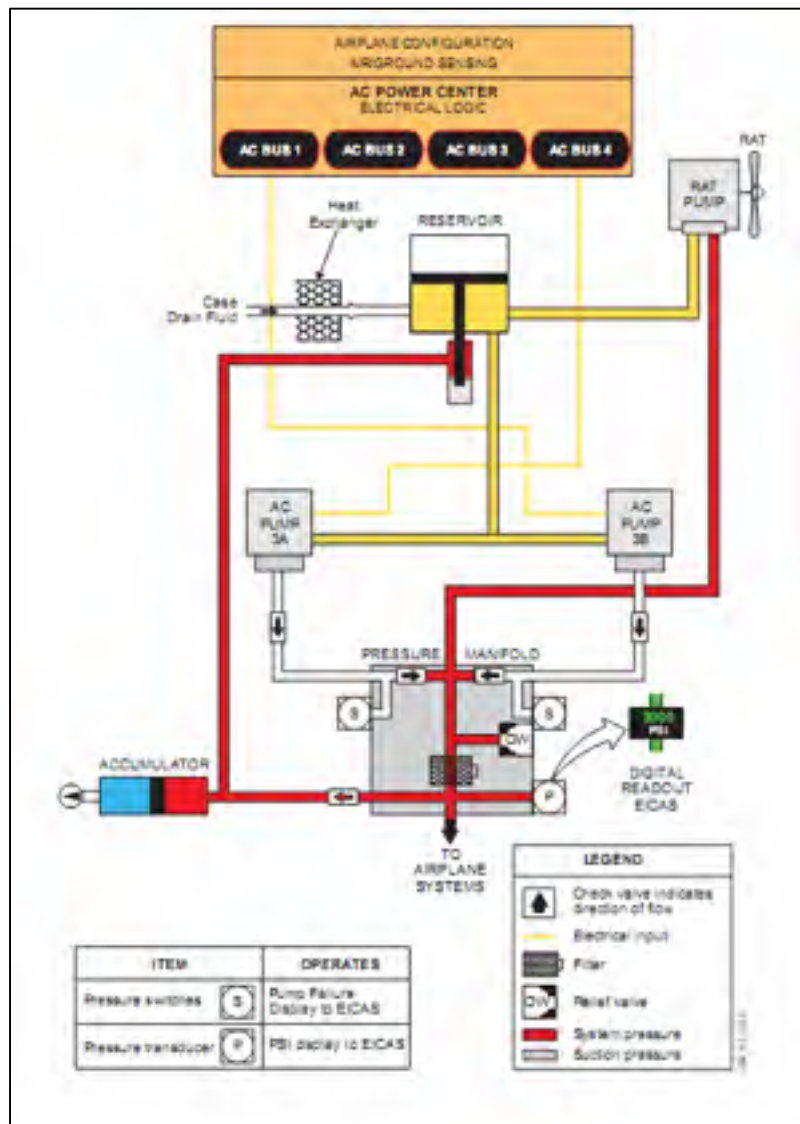


Figure-A III-2 Schéma hydraulique lors du déploiement du RAT du Global Express
Tirée de Instruction manual Bombardier Global Express : Hydraulics (2011, p. 21)

La Figure-A III-3 montre les divers composants et actuateurs alimentés par les circuits hydrauliques de l'aéronef. Le circuit d'intérêt dans le cadre de ce travail est le *System pressure 3* représenté par un losange rouge.

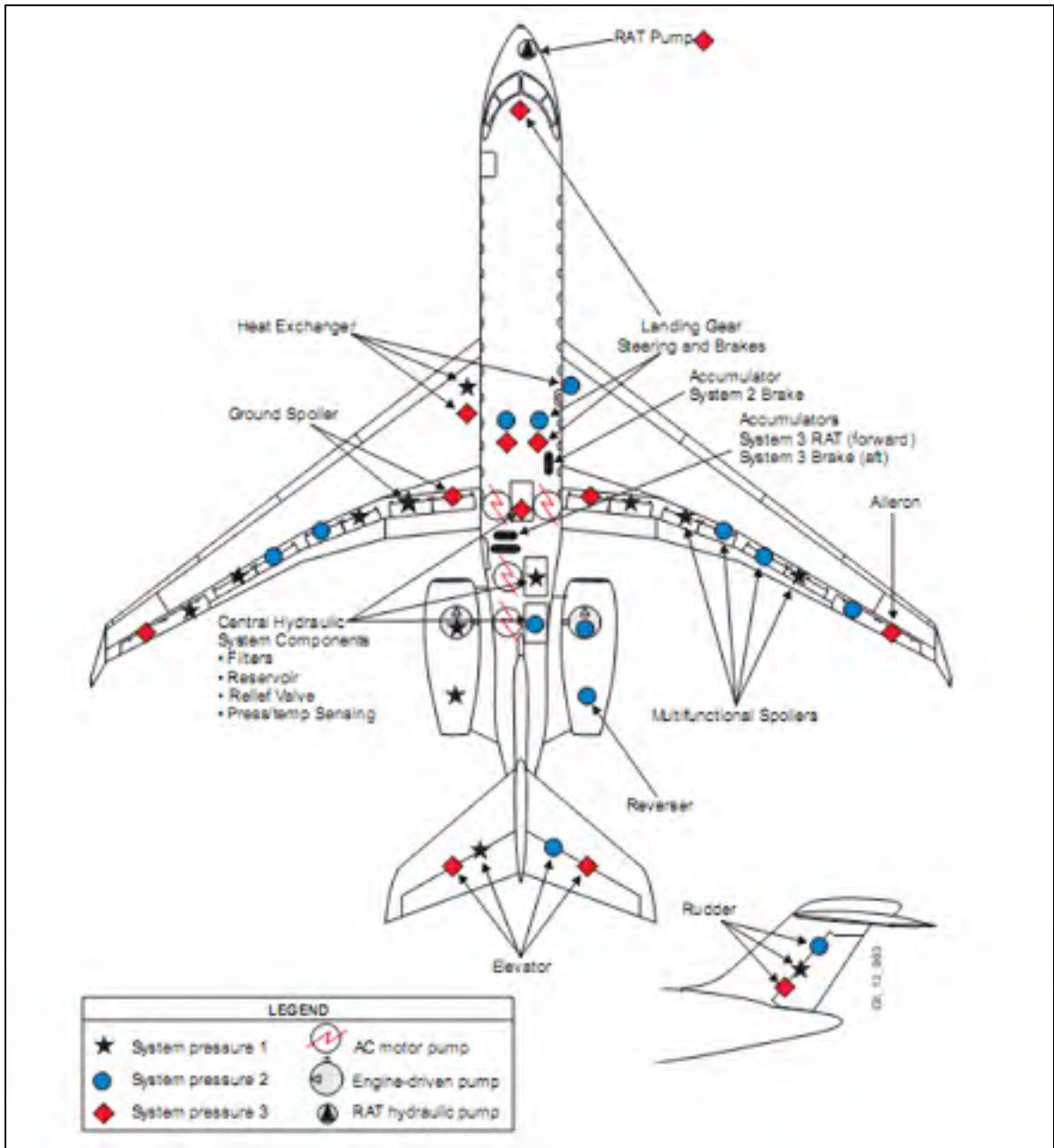



Figure-A III-3 Composantes et actuateurs hydrauliques du Global Express
Tirée de Instruction manual Bombardier Global Express : Hydraulics (2011, p. 4)

ANNEXE IV

PRÉLÈVEMENT DE DONNÉES SUR UNE FICHE TECHNIQUE D'UNE CHARGE ÉLECTRIQUE DU BOMBARDIER CRJ-900

Pour modéliser les charges électriques de l'aéronef pour les deux simulations présentées dans ce document, de l'information doit être acquise des fiches techniques. Afin de tester le système conçu dans le cadre de ce projet, les états d'utilisations demandant les puissances les plus élevées sont choisies. Voici deux exemples permettant de visualiser comment les paramètres ont été sélectionnés. La Figure-A IV-1 et la Figure-A IV-2 montrent la fiche technique de la charge *avionics cooling fan* (AVFAN). La Figure-A IV-3 et la Figure-A IV-4 montrent la fiche technique de la charge *slats and flaps ECU*. Les cercles rouges démontrent les paramètres employés pour construire le modèle SPS de ces charges.



BOMBARDIER
AEROSPACE

ATA 21

DOC NO.: RAE-BA690-163
 REV.: NC
 DATE: OCT, 2000
 PAGE: 19
 APPENDIX: A

CRJ-900 ELECTRICAL EQUIPMENT LOAD CHARACTERISTICS

Contact Person:

1. Equipment Identification

Part Number	<input type="text"/>	Schematic	<input type="text" value="SCGG690-90101"/>
Manufacturer	<input type="text" value="LTS"/>	Electrical Ident	<input type="text" value="B 3"/>
CAGE Code	<input type="text" value="F1958"/>	ATA Reference	<input type="text" value="21"/>
Description	<input type="text"/>		

2. Power Inputs Characteristics

Nominal 115200 VAC Nominal 28 VDC

AC Connection Type

1 Phase line to ground 2 Phase line to line 3 Phase Y neutral to ground

3 Phase Y neutral not conned 3 Phase delta Other

If Other please specify:


3. Power Sources Connections

CB Ident	<input type="text" value="CB1-V 2"/>	Rating (amps)	<input type="text" value="5"/>	Bus	<input type="text" value="AC ESS"/>
CB Ident	<input type="text"/>	Rating (amps)	<input type="text"/>	Bus	<input type="text"/>
CB Ident	<input type="text"/>	Rating (amps)	<input type="text"/>	Bus	<input type="text"/>
CB Ident	<input type="text"/>	Rating (amps)	<input type="text"/>	Bus	<input type="text"/>

4. Steady State Power Level Definitions / Impedance

Power Level : Definitions	Impedance (R+jXw) ohms
S1: <input type="text" value="NORMAL OPERATING COND."/>	<input type="text"/>
S2: <input checked="" type="text" value="COLD DAY OPERATING COND."/>	<input type="text"/>
S3: <input type="text" value="HOT DAY OPERATING COND."/>	<input type="text"/>
S4: <input type="text"/>	<input type="text"/>
S5: <input type="text"/>	<input type="text"/>

Figure-A IV-1 Exemple d'un équipement électrique du Bombardier CRJ-900
 Tirée de CRJ-900 electrical load analysis report (2007, p. 19)



BOMBARDIER
AEROSPACE

ATA 21

DOC NO.: RAE-BA660-163
 REV.: NC
 DATE: OCT, 2000
 PAGE: 20
 APPENDIX: A

CRJ-900 ELECTRICAL EQUIPMENT LOAD CHARACTERISTICS

5. Steady State Power Requirements (at nominal voltage)

Power Sources	Power	S1	S2	S3	S4	S5
AC	kVA	0.55	0.58	0.54	[]	[]
	kW	0.435	0.53	0.38	[]	[]
DC	Amps	0	0	0	[]	[]

6. Distribution of Power Level (time in sec) vs Operating Condition

Operating Condition	S1	S2	S3	S4	S5
G1	100%	100%	100%	[]	[]
G2	0	0	0	[]	[]
G3	100%	100%	100%	[]	[]
G4	100%	100%	100%	[]	[]
G5	100%	100%	100%	[]	[]
G6	100%	100%	100%	[]	[]
G7	100%	100%	100%	[]	[]
G8	100%	100%	100%	[]	[]

7. Transient State Power Requirements

FOR AC LOADS: Maximum Peak Power (kVA)
 Power Factor

FOR DC LOADS: Maximum Peak Power (Amps)


In-Rush Current (amps) Duration (sec)

Graph Provided

8. Comments

Graph + input electrical schematic provided later. Air mode operation.

Figure-A IV-2 Exemple d'un équipement électrique du Bombardier CRJ-900
 Tirée de CRJ-900 electrical load analysis report (2007, p. 20)



BOMBARDIER
AEROSPACE

ATA 27

DOC NO.: RAE-BA690-163
 REV.: NC
 DATE: OCT, 2000
 PAGE: 3
 APPENDIX: G

CRJ-900 ELECTRICAL EQUIPMENT LOAD CHARACTERISTICS

Contact Person

1. Equipment Identification

Part Number Schematic
 Manufacturer Electrical Ident
 CAGE Code ATA Reference
 Description

2. Power Inputs Characteristics

Nominal 115000 VAC Nominal 28 VDC

AC Connection Type

1 Phase line to ground 2 Phase line to line 3 Phase Y neutral to ground
 3 Phase Y neutral not connec 3 Phase delta Other

If Other please specify:


3. Power Sources Connections

CB Ident	<input style="width: 100px; value: 'ACPC Slats 115vac #1'" type="text"/>	Rating (amps)	<input style="width: 50px; value: '15'" type="text"/>	Bus	<input style="width: 100px; value: 'AC BUS 1 / ADG'" type="text"/>
CB Ident	<input style="width: 100px; value: 'ACPC Flaps 115vac #1'" type="text"/>	Rating (amps)	<input style="width: 50px; value: '15'" type="text"/>	Bus	<input style="width: 100px; value: 'AC BUS 1 / ADG'" type="text"/>
CB Ident	<input style="width: 100px;" type="text"/>	Rating (amps)	<input style="width: 50px;" type="text"/>	Bus	<input style="width: 100px;" type="text"/>
CB Ident	<input style="width: 100px;" type="text"/>	Rating (amps)	<input style="width: 50px;" type="text"/>	Bus	<input style="width: 100px;" type="text"/>

4. Steady State Power Level Definitions / Impedance

Power Level : Definitions	Impedance (R+jXw) ohms
S1: <input style="width: 100px; value: 'Standby'" type="text"/>	<input style="width: 100px; value: 'NA'" type="text"/>
S2: <input style="width: 100px; value: 'Slats Actuation in flight'" type="text"/>	<input style="width: 100px; value: '12.71 + j8.93'" type="text"/>
S3: <input style="width: 100px; value: 'Flaps Actuation'" type="text"/>	<input style="width: 100px; value: '10.61 + j4.99'" type="text"/>
S4: <input style="width: 100px; value: 'Slats Actuation on Ground'" type="text"/>	<input style="width: 100px; value: '20.54 + j8.8'" type="text"/>
S5: <input style="width: 100px; value: 'Flaps Actuation on Ground'" type="text"/>	<input style="width: 100px; value: '11.7 - j11.5'" type="text"/>

Figure-A IV-3 Exemple d'un équipement électrique du Bombardier CRJ-900
 Tirée de CRJ-900 electrical load analysis report (2007, p. 3)



BOMBARDIER
AEROSPACE

ATA 27

DOC NO.: RAE-BA690-163
 REV.: NC
 DATE: OCT, 2000
 PAGE: 4
 APPENDIX: G

CRJ-900 ELECTRICAL EQUIPMENT LOAD CHARACTERISTICS

5. Steady State Power Requirements (at nominal voltage)

Power Sources	Power	S1	S2	S3	S4	S5
AC	kVA	1.4	3.17	3.85	2.18	2.42
	kW	0.53	2.67	3.45	1.34	1.73
DC	Amps					

6. Distribution of Power Level (time in sec) vs Operating Condition

Operating Condition	S1	S2	S3	S4	S5
G1	100%				
G2	0%				
G3	remain			22	34
G4	remain			11	9
G5	remain	11	9		
G6	100%				
G7	remain	11	17		
G8	remain	22	34		

7. Transient State Power Requirements

FOR AC LOADS: Maximum Peak Power (kVA)
 Power Factor

FOR DC LOADS: Maximum Peak Power (Amps)

In-Rush Current (amps) Duration (sec)

Graph Provided

8. Comments

In emergency conditions AC power is derived from ADG bus. During ADG operation the AC power consumption is half the normal consumption as SFECU2 is disabled from causing any motion. DC power consumption is the same as in the normal condition.

Figure-A IV-4 Exemple d'un équipement électrique du Bombardier CRJ-900
 Tirée de CRJ-900 electrical load analysis report (2007, p. 4)

ANNEXE V

DISPOSITION DES CHARGES ÉLECTRIQUES À L'INTÉRIEUR DU BOMBARDIER CRJ-200

La Figure-A V-1 illustre l'emplacement des dispositifs de déglçage du Bombardier CRJ-100/200.

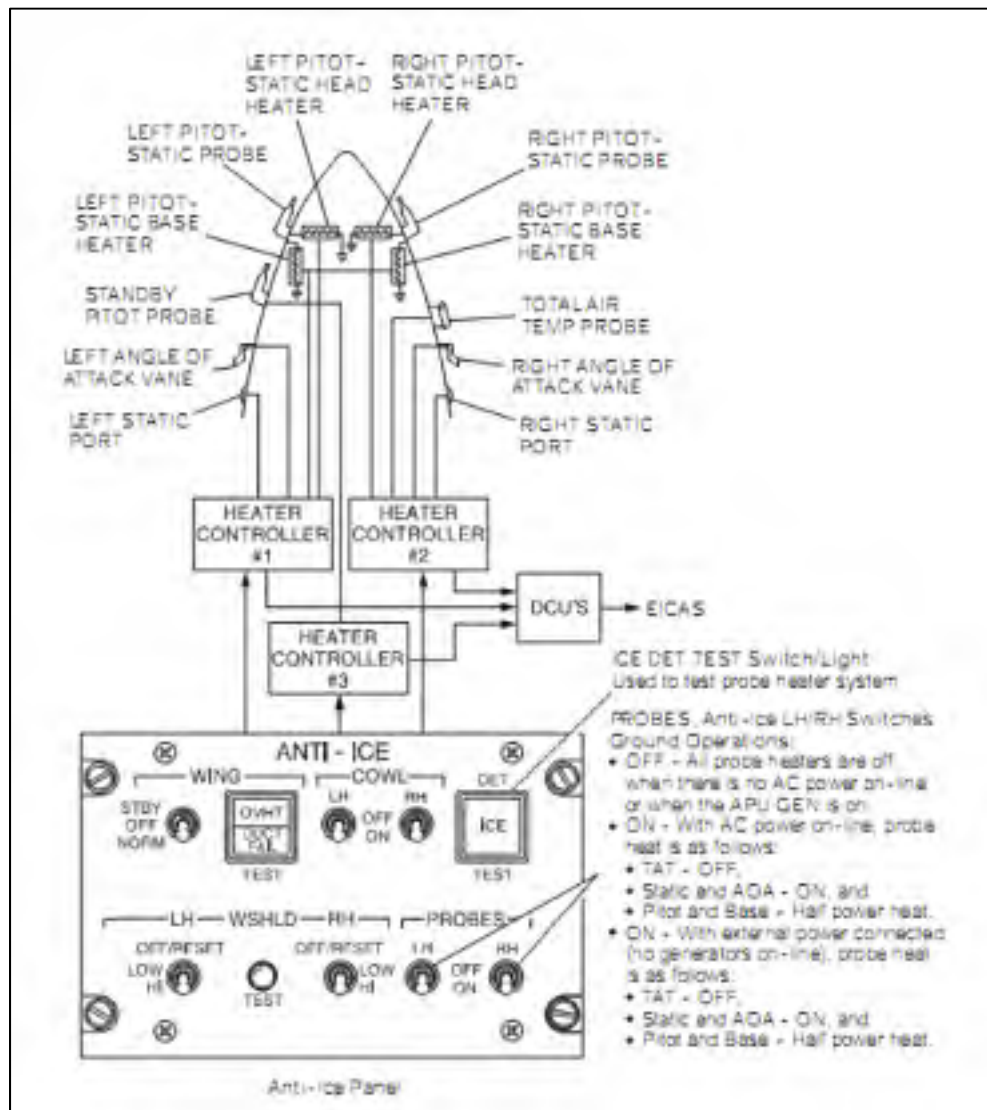


Figure-A V-1 Système de déglçage et contrôle du Bombardier CRJ-200
Tirée de Instruction manual Canadair Regional Jet
100/200 : Ice & rain protection (2011, p. 20)

La Figure-A V-2 montre l'emplacement et le contrôle des éléments de déglacement et de désembuage des fenêtres du Bombardier CRJ-100/200.

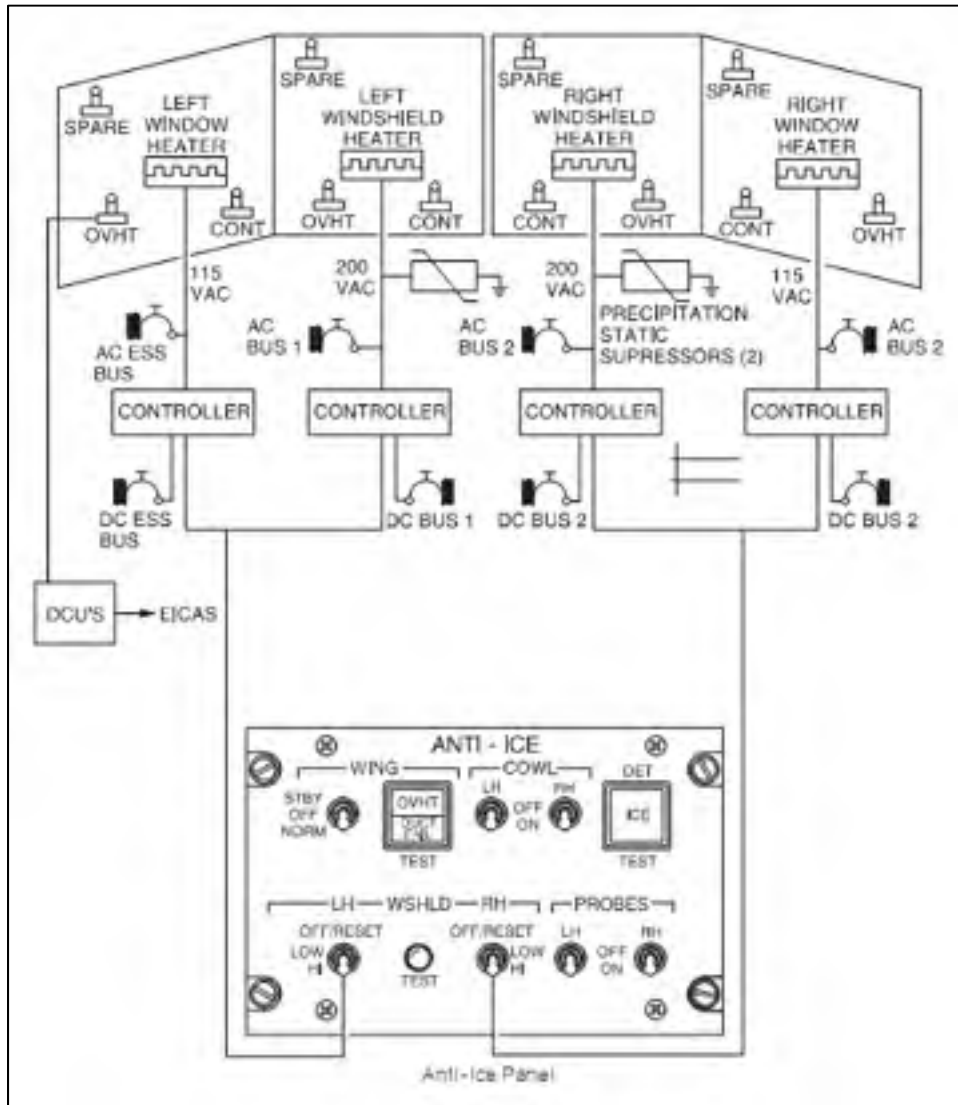


Figure-A V-2 Système de déglacement et de désembuage des fenêtres du Bombardier CRJ-200
 Tirée de Instruction manual Canadair Regional Jet 100/200 : Ice & rain protection (2011, p. 25)

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] Langlois, Olivier. 2006. « Conception d'un réseau de secours électrique pour l'aéronautique ». Thèse de doctorat en génie électrique, Toulouse, Institut National Polytechnique, 283 pages.
- [2] Nohr, Gary. 1999. *Global Express ram air turbine (RAT) system specification*. Coll. « Engineering document », RAW-L700-609-F. Montréal (Qc) : Bombardier Inc., 63 pages.
- [3] Leblanc, L. 1992. *CRJ100 ADG test report*. Coll. « Engineering document », RAE-601R134 Section 11. Montréal (Qc) : Bombardier Inc., 8 pages.
- [4] Inconnu. 2007. *CRJ-900 electrical load analysis report*. Coll. « Engineering document », RAE-BA690-189 Rev. B Section 3. Montréal (Qc) : Bombardier Aerospace, 9 pages.
- [5] Inconnu. 2000. *CRJ-900 electrical equipment load characteristics*. Coll. « Engineering document », RAE-BA690-163 Rev. NC. Montréal (Qc) : Bombardier Aerospace, 46 pages.
- [6] Faleiro, Lester. 2005. « Beyond the more electric aircraft ». *Aerospace America*, September 2005, p. 35-40.
- [7] Instruction manual Bombardier Global Express. 2011. « Bombardier Global Express: Airplane General ». En ligne. 47 p. <<http://www.smartcockpit.com/pdf/plane/bombardier/GLOBALEXPRESS/systems/0001/>>. Consulté le 22 septembre 2011.
- [8] Instruction manual Bombardier Global Express. 2011. « Bombardier Global Express : Electrical ». En ligne. 83 p. <<http://www.smartcockpit.com/pdf/plane/bombardier/GLOBALEXPRESS/systems/0006/>>. Consulté le 22 septembre 2011.
- [9] Instruction manual Bombardier Global Express. 2011. « Bombardier Global Express : Hydraulics ». En ligne. 30 p. <<http://www.smartcockpit.com/pdf/plane/bombardier/GLOBALEXPRESS/systems/0012/>>. Consulté le 22 septembre 2011.
- [10] Instruction manual Bombardier Global Express. 2011. « Bombardier Global Express : Flight controls ». En ligne. 71 p. <<http://www.smartcockpit.com/pdf/plane/bombardier/GLOBALEXPRESS/systems/0010/>>. Consulté le 22 septembre 2011.

- [11] Maloney, Lawrence D. . 2004. « Handle this RAT carefully ». In *Design News*. En ligne. <http://www.designnews.com/document.asp?doc_id=221159>. Consulté le 12 mai 2011.
- [12] Wikipedia. 2011. « Ram air turbine ». In *Wikipedia*. En ligne. <http://en.wikipedia.org/wiki/Ram_air_turbine>. Consulté le 29 septembre 2011.
- [13] Inconnu. 2009. *CRJ700/900/1000 aircraft maintenance manual – system description section: emergency ac generation and control*. Coll. « CRJ regional jet », 24-23-00-001. Montréal (Qc) : Bombardier Inc., 20 pages.
- [14] Hegner, H.J., Krause P.C., Wasynczuk, O., Walters, E. et Pekarek, S. . 1996. « Parameter measurement of a six-phase synchronous machine for simulation of machine/converter systems ». *Energy Conversion Engineering Conference 1996 : IECEC 96 Proceedings of the 31st Intersociety*, vol. 3, no , p. 1792-1797.
- [15] Heier, Siegfried. 2006. *Grid integration of wind energy conversion systems*, 2^e éd. England: John Wiley & Sons Ltd, 426 pages.
- [16] Mathworks. 2011. « Wind turbine ». In *R2011b documentation: SimPowerSystems*. En ligne. <<http://www.mathworks.com/help/toolbox/physmod/powersys/ref/windturbine.html>>. Consulté le 12 octobre 2011.
- [17] Tremblay, Olivier, Dessaint Louis-A. et Dekkiche, A.-I. 2007. « A Generic Battery Model for the Dynamic Simulation of Hybrid Electric Vehicles ». In *Vehicle Power and Propulsion Conference*. (Arlington TX, 9-12 sept 2007), p. 284-289. Arlington : IEEE.
- [18] Mathworks. 2011. « Battery ». In *R2011b documentation: SimPowerSystems*. En ligne. <<http://www.mathworks.com/help/toolbox/physmod/powersys/ref/battery.html>>. Consulté le 19 octobre 2011.
- [19] Valence Technology. 2011. « U-Charge® XP: Batteries modules ». En ligne. 2 p. <http://www.valence.com/sites/default/files/images/XP_Module_Datasheet_1.pdf>. Consulté le 19 octobre 2011.
- [20] Erickson, Robert W., et Maksimovic, Dragan. 2004. *Fundamentals of power electronics : second edition*, 2nd édition. Norwell (Massachusetts): Kluwer Academic Publishers, 883 pages.
- [21] Wildi, Théodore. 2000. *Électrotechnique*, 3^e édition. Québec : Les Presses de l'Université Laval, 1161 pages.

- [22] Bérubé, Daniel, Dessaint Louis-A., Liscouet-Hanke Susan et Lavoie Claude. 2011. « Simulation of a hybrid emergency power system for more electric aircraft ». In *CASI: AÉRO 2011*. (Montréal Qc, 26-28 avril 2011), p. 1-10. Site FTP de la conférence.