



Titre: Développement d'un premier modèle intégral d'un réseau
Title: électrique d'avion sous EMTP-RV

Auteur: Marc-André Lemaire
Author:

Date: 2011

Type: Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

Référence: Lemaire, M.-A. (2011). Développement d'un premier modèle intégral d'un réseau
Citation: électrique d'avion sous EMTP-RV [Master's thesis, École Polytechnique de
Montréal]. PolyPublie. <https://publications.polymtl.ca/695/>

 **Document en libre accès dans PolyPublie**
Open Access document in PolyPublie

URL de PolyPublie: <https://publications.polymtl.ca/695/>
PolyPublie URL:

**Directeurs de
recherche:** Jean Mahseredjian, & Frédéric Sirois
Advisors:

Programme: génie électrique
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

DÉVELOPPEMENT D'UN PREMIER MODÈLE INTÉGRAL D'UN RÉSEAU
ÉLECTRIQUE D'AVION SOUS EMTP-RV

MARC-ANDRÉ LEMAIRE
DÉPARTEMENT DE GÉNIE ÉLECTRIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE ÉLECTRIQUE)
DÉCEMBRE 2011

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

DÉVELOPPEMENT D'UN PREMIER MODÈLE INTÉGRAL D'UN RÉSEAU
ÉLECTRIQUE D'AVION SOUS EMTP-RV

présenté par : LEMAIRE, Marc-André

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès Sciences Appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. KOCAR, Ilhan, Ph.D., président.

M. MAHSEREDJIAN, Jean, Ph.D, membre et directeur de recherche.

M. SIROIS, Frédéric, Ph.D., membre et codirecteur de recherche.

M. LAVOIE, Claude, ing., membre.

*À mes parents,
qui ont toujours cru en mon potentiel...*

REMERCIEMENTS

J'aimerais tout d'abord remercier mon directeur de recherche, M. Jean Mahseredjian, de m'avoir fait confiance dès les premiers instants et d'avoir toujours cru en mon potentiel de chercheur. Je veux aussi remercier mon codirecteur, M. Frédéric Sirois, du temps qu'il m'a accordé ainsi que des précieux conseils qu'il a pu me donner sur divers sujets. Je remercie également M. Ulas Karaagac pour l'aide qu'il m'a apportée lorsque j'en avais besoin.

D'autre part, je ne peux oublier mes collègues de travail Alexandre Bertrand et Leonardo Montealegre Lobo qui ont fait partie de mon quotidien durant tout le processus qui a mené à ce mémoire. Ils ont su m'apporter leur aide à leur façon, que ce soit en rapport avec ces travaux de recherche ou encore lors des cours suivis. Une mention aussi pour M. Claude Lavoie, M. François Pelletier et M. Sylvain Morel de Bombardier pour le soutien technique tout au long de mes travaux de recherche.

Enfin, je remercie tous mes amis et ma famille qui m'ont permis de vivre à l'extérieur de mes travaux et tout spécialement pour ma mère et mon père qui m'ont toujours supporté et conseillé au meilleur de leurs connaissances durant tout mon parcours scolaire. Je ne leur serai jamais assez reconnaissant.

Les travaux de ce mémoire ont été supportés et financés par Bombardier Aérospatial ainsi que par le Consortium de recherche et d'innovation en aérospatial au Québec (CRIAQ).

RÉSUMÉ

Le concept de l'avion plus électrique fait partie du quotidien dans l'industrie de l'aéronautique. Le désir de vouloir construire des avions toujours plus performants au point de vue énergétique et plus rentables amène les constructeurs à délaisser la combinaison des puissances hydraulique, pneumatique, mécanique et électrique pour opter pour le tout électrique. Cette augmentation de la charge électrique sur le réseau de l'avion ne doit pas se faire au détriment de la sécurité du public. De nouveaux outils doivent être développés afin d'aider les concepteurs à être créatifs et s'assurer du bon fonctionnement des nouvelles architectures.

L'étude du modèle du réseau électrique de l'avion doit être ajoutée aux outils dont disposent les concepteurs. Les composants du réseau devenant de plus en plus complexes et différents, il n'est plus possible de prédire le comportement électrique avec précision manuellement. L'utilisation de logiciels permettra d'étudier la stabilité du réseau, les transitoires, les défauts et le contenu harmonique. Les lois de commande et les automatismes peuvent aussi être validés à l'aide d'un tel modèle. Son analyse deviendra une étape indispensable dans la conception d'une nouvelle architecture de réseau.

Ce mémoire constitue un premier effort dans la création d'un modèle du réseau électrique de l'avion Global Express de Bombardier à l'aide d'EMTP-RV. Avant d'analyser de nouvelles architectures, la faisabilité doit être démontrée en reproduisant le comportement d'un avion déjà fonctionnel. Les modèles des principaux éléments y sont développés en fonction des informations disponibles et, par la suite, assemblés dans le but de montrer le fonctionnement du réseau global.

Les travaux de ce mémoire se distinguent par l'approche employée pour la modélisation du réseau électrique de l'avion. Son architecture hybride (AC et DC) est reproduite intégralement et la modélisation des éléments est effectuée à l'aide d'informations fournies par les manufacturiers en parallèle avec les normes de l'industrie de l'aéronautique. De plus, il incorpore des automatismes reproduisant la logique de la reconfiguration lors de la perte d'un ou plusieurs générateurs ou TRU. Somme toute, le modèle est complet et flexible lui permettant d'être employé dans diverses études.

ABSTRACT

The more-electric aircraft concept is part of everyday's life in the aeronautical industry. The design of more efficient aircraft forces manufacturers to eliminate the combination of hydraulic, pneumatic, mechanical and electrical power and to use mostly electrical systems.

Aircraft design and safety aspects have to be taken into account with increasing electrical load and electrical performance demand. New tools have to be developed to help designers to study new aircraft architectures and to validate performance with an increasing number of details and complexity in electrical systems.

Aircraft electrical system simulation tools and models must be developed to study network stability problems, electromagnetic transients, short-circuit currents and harmonic content. It is also imperative to study control systems and automatic operations to validate safety and performance issues. Numerical methods are important and efficient for studying aircraft power systems to create more efficient electrical system designs and to conduct research on new architectures.

This report presents an initial attempt for modeling the electrical power system of Bombardier's Global Express aircraft in the simulation environment of EMTP-RV. EMTP-RV is capable of simulating electrical systems for steady-state conditions and both, fast and slow transients. Main power system component models are developed with the available data and then connected together to show the capability to perform global simulations. A study case presents the model performance using a predetermined scenario. It is shown that such a model can be used to search for abnormal performance conditions. Needs and improvements are listed and left for future research projects.

This report delivers a complete first benchmark that can serve as basis for future work in the modeling and simulation of electrical systems. It innovates by delivering an increased level of details and simulating the complete electrical system for the Global Express aircraft. Further expansion can be easily achieved if physical component details become available.

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE	iii
REMERCIEMENTS	iv
RÉSUMÉ	v
ABSTRACT	vi
TABLE DES MATIÈRES	vii
LISTE DES TABLEAUX	x
LISTE DES FIGURES	xii
LISTE DES ANNEXES	xvii
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS	xviii
CHAPITRE 1 INTRODUCTION	1
1.1 Contexte	1
1.2 Méthodologie	2
1.3 Impacts sociaux et importance économique	3
1.4 Structure du mémoire	4
CHAPITRE 2 REVUE LITTÉRAIRE	5
CHAPITRE 3 LE GLOBAL EXPRESS	8
3.1 Caractéristiques générales	8
3.2 Le réseau électrique de l'avion	8
3.3 Le bilan de charge	12
CHAPITRE 4 MODÉLISATION DES COMPOSANTS	17
4.1 Générateurs	17
4.1.1 Spécifications techniques	17
4.1.2 Hypothèses de travail	20
4.1.3 Modèle	20

4.1.4	Résultats	25
4.1.5	Conclusion	28
4.2	Pompes hydrauliques	30
4.2.1	Spécification techniques	30
4.2.2	Hypothèses de travail	32
4.2.3	Modèle	34
4.2.4	Résultats	38
4.2.5	Conclusion	42
4.3	Transformateur redresseur (TRU)	42
4.3.1	Spécifications techniques	43
4.3.2	Modèle	43
4.3.3	Résultats	47
4.3.4	Conclusion	52
4.4	Contacteurs à semi-conducteurs (SSPC)	57
4.4.1	Spécifications techniques	57
4.4.2	Modèle	58
4.4.3	Résultats	59
4.4.4	Conclusion	61
4.5	Contrôles automatiques	67
4.5.1	Spécifications techniques	67
4.5.2	Hypothèses de travail	68
4.5.3	Modèle	70
4.5.4	Résultats	76
4.5.5	Conclusion	77
CHAPITRE 5	VALIDATION DU FONCTIONNEMENT DU RÉSEAU GLOBAL	83
5.1	Présentation du modèle	83
5.2	Comportement du modèle	84
5.2.1	Régime permanent	86
5.2.2	Démarrage des pompes hydrauliques	90
5.2.3	Perte d'un générateur	91
5.2.4	Comparaison avec des formes d'ondes réelles	95
CHAPITRE 6	ÉTUDE DE CAS	101
6.1	Scénario à l'étude	101
6.2	Étude préliminaire	103
6.3	Étude statistique	103

6.4	Résultats des surintensités	107
6.5	Résultats des surtensions	108
6.6	Conclusion	111
CHAPITRE 7 CONCLUSION		115
RÉFÉRENCES		118
ANNEXES		121

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 3.1	Liste des différentes phases de vol de l'avion et leur fréquence d'opération associée	12
Tableau 4.1	Liste des paramètres requis pour la modélisation d'un générateur (tiré de [26])	19
Tableau 4.2	Données d'opération en régime permanent de la pompe hydraulique (en charge et à vide) (tiré de [30])	31
Tableau 4.3	Courant d'opération en fonction du volume et de la pression de la pompe hydraulique (tiré de [29])	31
Tableau 4.4	Données empiriques du régime transitoire de la pompe hydraulique ($V_s = 87$ VAC, -40° F)(tiré de [29])	32
Tableau 4.5	Paramètres résolus du modèle de la machine asynchrone entraînant la pompe hydraulique	39
Tableau 4.6	Résultats du fonctionnement du modèle de la machine asynchrone en régime permanent à différentes fréquences	41
Tableau 4.7	Taux de distorsion harmonique du courant d'entrée du TRU avec et sans filtre pour différentes fréquences d'opération	48
Tableau 4.8	Amplitudes des harmoniques injectés dans le courant alternatif	49
Tableau 4.9	Données sur les oscillations de la tension continue en fonction de diverses charges	53
Tableau 4.10	Logique de la reconfiguration des barres AC (tiré de [24])	68
Tableau 4.11	Logique de la reconfiguration des barres DC (tiré de [24])	69
Tableau 4.12	Tables de vérité des contacteurs constituant le centre de contrôle AC	75
Tableau 4.13	Tables de vérité des contacteurs constituant le centre de contrôle DC	77
Tableau 4.14	États des générateurs au cours de la simulation qui démontre le fonctionnement de la reconfiguration automatique	78
Tableau 4.15	États des TRU au cours de la simulation qui démontre le fonctionnement de la reconfiguration automatique	78
Tableau 5.1	Tableau de la répartition des puissances des barres alternatives lors de la phase d'atterrissage (G9)(tiré de [23])	86
Tableau 5.2	Tableau de la répartition des courants des barres continues lors de la phase d'atterrissage (G9)(tiré de [23])	87
Tableau 5.3	Tensions efficaces (RMS) approximatives aux barres AC et DC en régime permanent sans pompe hydraulique	88

Tableau 5.4	Tensions efficaces (RMS) approximatives aux barres AC et DC en régime permanent avec pompe hydraulique	88
Tableau 5.5	Puissances théoriques délivrées par les générateurs en régime permanent sans pompe hydraulique	89
Tableau 5.6	Puissances simulées délivrées par les générateurs en régime permanent sans pompe hydraulique	89
Tableau 5.7	Puissances consommées par les TRU en régime permanent sans pompe hydraulique	89
Tableau 5.8	Calculs typiques de la puissance réellement fournie par VFG_1 en simulation	90
Tableau 6.1	Conditions initiales des générateurs pour les volets idéal et réaliste . .	102
Tableau 6.2	Valeur des surtensions à la barre AC_3 et aux bornes du relais d'interconnexion en fonction du pas de calcul	109

LISTE DES FIGURES

Figure 1.1	Schéma du raisonnement menant au concept de l'avion plus électrique	1
Figure 3.1	Schéma unifilaire simplifié de la partie alternative du réseau électrique de l'avion	10
Figure 3.2	Répartition des équipements électrique à l'intérieur de l'avion (tiré de [24])	14
Figure 3.3	Schéma unifilaire simplifié de la partie continue du réseau électrique de l'avion	15
Figure 3.4	Chargement sur 5 secondes des barres AC en fonction de la phase de l'avion (tiré de [23])	16
Figure 3.5	Chargement sur 5 secondes des barres DC en fonction de la phase de l'avion (tiré de [23])	16
Figure 4.1	Schéma bloc des générateurs à fréquence variable (tiré de [24])	18
Figure 4.2	Enveloppe transitoire des systèmes alternatifs à 115 VAC (tiré de [27])	21
Figure 4.3	Schéma bloc du modèle des générateurs à fréquence variable tel qu'implémenté dans EMTP-RV	21
Figure 4.4	Schéma bloc des contrôles des générateurs à fréquence variable	23
Figure 4.5	Schéma bloc de la composition interne du composant « EXC1 »	23
Figure 4.6	Fonction de transfert de la régulation de la tension	24
Figure 4.7	Fonction de transfert du contrôle de la fréquence	25
Figure 4.8	Schéma bloc de la composition interne du modèle de contrôle de fréquence	25
Figure 4.9	Réponse à l'échelon de la fonction de transfert idéalisée du système de régulation de la tension obtenue à l'aide de Matlab	27
Figure 4.10	Tensions efficaces lors de l'enclenchement de charges passives à différentes fréquences	28
Figure 4.11	Pires tensions efficaces lors de l'enclenchement et du déclenchement de la pompe hydraulique	29
Figure 4.12	Pires tensions efficaces lors de l'enclenchement et du déclenchement de la pompe hydraulique avec charge inductive de 20 kVA	29
Figure 4.13	Ondes expérimentales de la tension et du courant de la phase A à la sortie du générateur lors du démarrage de la pompe hydraulique (tiré de [31])	33
Figure 4.14	Circuit équivalent de la machine asynchrone à simple cage	33

Figure 4.15	Couple appliqué à l'arbre du modèle de la machine asynchrone en fonction de sa vitesse de rotation	35
Figure 4.16	Organigramme de l'algorithme génétique implémenté à l'aide de Matlab	37
Figure 4.17	Comparaison de la tension et du courant de la phase A lors du démarrage de la pompe hydraulique	40
Figure 4.18	Courant de démarrage du modèle du moteur à tension réduite (87 V L-N)	40
Figure 4.19	Schéma électrique du TRU (tiré de [35])	44
Figure 4.20	Enveloppe de la tension transitoire des systèmes opérant à 28 VDC (tiré de [36])	45
Figure 4.21	Enveloppe de la tension en régime permanent des systèmes opérant à 28 VDC (tiré de [36])	46
Figure 4.22	Schéma du modèle du TRU tel qu'implémenté dans le logiciel EMTP-RV	47
Figure 4.23	Comparaison des oscillations de la tension continue à différentes fréquences pour un TRU avec et sans filtre en l'entrée et en sortie . . .	49
Figure 4.24	Comparaison des oscillations de la tension continue à différentes fréquences pour un TRU avec inductances non couplées et avec inductances couplées	50
Figure 4.25	Spectre fréquentiel du courant à l'entrée du TRU	51
Figure 4.26	Agrandissement des tensions continues lors de l'enclenchement de la charge nominale (150 A) pour différentes fréquences d'opération . . .	52
Figure 4.27	Tensions continues lors du déclenchement de la charge nominale (150 A) pour différentes fréquences d'opération	53
Figure 4.28	Valeur moyenne l'oscillation de tension en régime permanent pour différentes charges	54
Figure 4.29	Tensions continues à la sortie des TRU avec diodes idéales et non-linéaires, alimentés à 324 Hz et ayant une charge de 30 A	54
Figure 4.30	Comparaison des spectres fréquentiels des tensions continues pour des charges de 150 A (nominal) et de 30 A à 324 Hz	55
Figure 4.31	Modèles des diodes	55
Figure 4.32	Comparaison des oscillations de la tension continue pour des pas de calcul différents	56
Figure 4.33	Exemple de la constante de commutation K du bloc de commutation	59
Figure 4.34	Schéma bloc du SSPC tel qu'implémenté dans EMTP-RV	62
Figure 4.35	Caractéristique de la commande envoyée au SSPC dans l'environnement idéal	63

Figure 4.36	Tension, courant et commande du SSPC dans l'environnement idéal .	63
Figure 4.37	Schéma du réseau de l'essai dans l'environnement non idéal	64
Figure 4.38	Tension continue, commande et constante de commutation du SSPC dans l'environnement non-idéal	64
Figure 4.39	Courants dans le SSPC, le TRU et le condensateur de sortie du TRU dans l'environnement non-idéal	65
Figure 4.40	Comparaison des tensions continues à la barre DC_{ESS} avant et après le changement du modèle de SSPC	65
Figure 4.41	Comparaison des tensions continues à la barre DC_{BATT} avant et après le changement du modèle de SSPC	66
Figure 4.42	Alimentation typique de barres DC par un TRU	70
Figure 4.43	Schéma logique et électrique d'un contacteur incorporant un délai de transfert	71
Figure 4.44	Signaux logiques d'un contacteur intégrant un délai de transition de 10 ms	72
Figure 4.45	Organigramme de la logique déterminant l'état d'un générateur . . .	73
Figure 4.46	Schéma du centre de contrôle AC tel qu'implémenté dans EMTP-RV	74
Figure 4.47	Schéma du centre de contrôle DC tel qu'implémenté dans EMTP-RV	79
Figure 4.48	Organigramme de la logique déterminant l'état d'un TRU	80
Figure 4.49	États des contacteurs de la partie AC en fonction de la disponibilité des générateurs	81
Figure 4.50	États des contacteurs de la partie DC en fonction de la disponibilité des TRU	82
Figure 5.1	Schéma unifilaire du réseau électrique global de l'avion tel qu'implémenté dans EMTP-RV	85
Figure 5.2	Profil des tensions efficaces au point de régulation lors du démarrage des pompes hydrauliques	91
Figure 5.3	Profil des tensions efficaces aux barres dans le CCBP lors du démarrage des pompes hydrauliques	92
Figure 5.4	Profil des tensions continues aux barres dans le DCPC lors du démarrage des pompes hydrauliques	93
Figure 5.5	Tensions efficaces aux barres AC_1 et AC_4 lors de la perte et du rétablissement de VFG_1	94
Figure 5.6	Courant de sortie de VFG_4 lors de la perte et le rétablissement de VFG_1	95
Figure 5.7	Tensions continues des barres DC_{ESS} et DC_{BATT} lors de la perte et du rétablissement de VFG_1	96

Figure 5.8	Agrandissements de la tension continue de la barre DC_{ESS} lors de la relève par la barre DC_{BATT}	97
Figure 5.9	Tensions efficaces aux barres AC_1 et AC_4 lors de la perte et le rétablissement de VFG_4	98
Figure 5.10	Tensions continues des barres DC_{ESS} et DC_{BATT} lors de la perte et le rétablissement de VFG_4	98
Figure 5.11	Agrandissements de la tension continue de la barre DC_{BATT} lors de la relève par les batteries	99
Figure 5.12	Comparaison de la tension de la phase A à la barre AC_3 lors de la perte des générateurs VFG_3 et VFG_4 (tiré de [38])	99
Figure 5.13	Comparaison de la tension de la phase B à la barre AC_3 lors de la perte des générateurs VFG_3 et VFG_4 (tiré de [38])	100
Figure 5.14	Comparaison de la tension de la phase C à la barre AC_3 lors de la perte des générateurs VFG_3 et VFG_4 (tiré de [38])	100
Figure 6.1	Ligne du temps de l'étude de cas	102
Figure 6.2	Schéma unifilaire simplifié de la partie AC modifié pour l'étude de cas	104
Figure 6.3	Étude statistique du temps de fermeture du relais TIE lorsque les générateurs sont synchronisés	106
Figure 6.4	Étude statistique du temps de fermeture du relais TIE lorsque les générateurs ne sont pas synchronisés	107
Figure 6.5	Étude statistique de la tension de la barre AC_3 en fonction du temps d'ouverture du relais TIE avec marge de courant infinie	108
Figure 6.6	Étude statistique de la tension aux bornes du relais TIE en fonction son temps d'ouverture avec marge de courant infinie	109
Figure 6.7	Courants traversant le relais TIE lors de la relève de la barre AC_2 par le générateur VFG_3	110
Figure 6.8	Comparaison du courant fourni par le générateur VFG_3 et du courant consommé et fourni par le moteur de la pompe hydraulique EHP_2 . .	111
Figure 6.9	Évolution des surtensions à la barre AC_3 et aux bornes du relais d'interconnexion en fonction du pas de calcul	112
Figure 6.10	Tensions à la barre AC_2 et aux bornes du relais TIE lors du retrait de la barre AC_2 du générateur VFG_3	113
Figure 6.11	Courants traversant le relais TIE lors du retrait de la barre AC_2 du générateur VFG_3	113
Figure 6.12	Courants i_{L_2} demandés par la charge AC de la barre AC_2 lors des deux transferts de générateur	114

Figure 6.13	Tensions continues aux barres DC_1 et DC_2 lors de l'étude de cas . . .	114
-------------	---	-----

LISTE DES ANNEXES

Annexe A	Schéma unifilaire du réseau électrique de l'avion	121
----------	---	-----

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

ACPC	AC Power Center
ADG	Air Driven Generator
APU	Auxiliary Power Unit
ASCA	APU Start Contactor Assembly
CCBP	Cockpit Circuit Breaker Panel
DCPC	DC Power Center
EHP	Electric driven Hydraulic Pump
EMI	Electromagnetic Inteference
EW	Electronic Warefare
GCU	Generator Control Unit
GLC	Generator Line Contactor
MA	Main Alternator
MADMEL	Managment and Distribution System for a More-Electric Aircraft
ME	Main Exciter
MEA	More-Electric Aircraft
MOET	More Open Electrical Technologies
PE	Pilot Exciter
RAT	Ram Air Turbine
SIGINT	Signal Intelligence
SPDA	Secondary Power Distribution Assembly
SPDT	Single Pole, Double Throw
SSPC	Solid-state Power Contactor
TRU	Transformer Rectifier Unit
VFG	Variable Frequency Generator

CHAPITRE 1

INTRODUCTION

1.1 Contexte

Dans son effort pour augmenter l'efficacité énergétique et réduire le poids des avions, l'industrie de l'aéronautique investit énormément d'argent dans le développement des nouvelles technologies. Le raisonnement menant au concept de l'avion plus électrique est schématisé à la figure 1.1. Ce besoin d'augmenter l'efficacité et de réduire le poids des avions vient principalement du désir des transporteurs de voir leur rentabilité s'accroître. L'image de la compagnie est rehaussée par l'utilisation d'avion dit « plus vert » ou « écologique ». Pour y parvenir, un des principaux objectifs est de rendre l'avion plus électrique, c'est-à-dire remplacer les commandes réalisées par une combinaison de puissance électrique, hydraulique, pneumatique et mécanique par la puissance uniquement électrique [1].

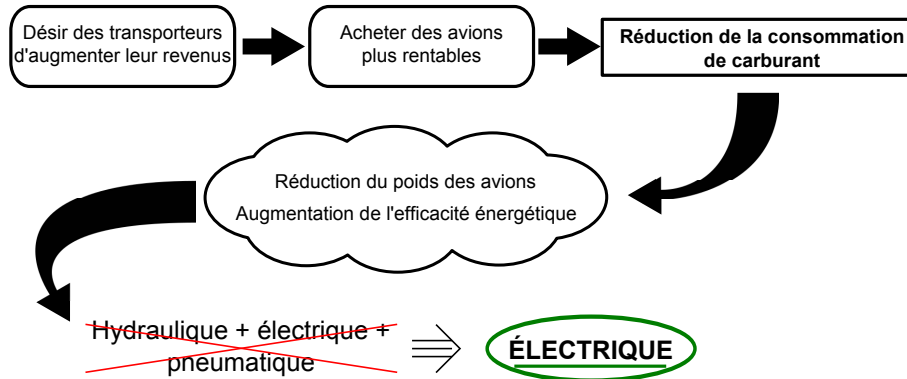


Figure 1.1 Schéma du raisonnement menant au concept de l'avion plus électrique

Cette transition ne doit pas se faire au détriment de la fiabilité et de la stabilité du réseau électrique de l'avion. L'augmentation de la charge électrique nécessitera l'adoption de nouvelles méthodes de conception de la part des manufacturiers d'avions. L'une d'entre elles est l'étude du réseau électrique par modèles. Elle est déjà amplement utilisée dans le domaine de l'énergie électrique et la progression des réseaux des avions obligera le transfert de ces pratiques. Le bilan des charges d'un avion devient obsolète et doit être remplacé par l'étude du comportement transitoire des charges. Il n'est plus suffisant d'utiliser la plus grande demande de courant ou de puissance comme critère de conception.

D'autres besoins se verront ajoutés à la longue liste des étapes de la conception d'un avion

telles que des études des lois de commandes et des automatismes, de la stabilité du système, de courts-circuits, de la qualité de l'onde et de l'influence de l'intégration des nouvelles technologies. En effet, bien que conservateurs, les manufacturiers devront innover et il sera d'autant plus important de garantir que l'intégration des nouvelles technologies se fera de façon sécuritaire.

Pour répondre à ces nouveaux besoins, il faut d'abord créer les modèles des composants du réseau électrique de l'avion. Ensuite, une banque de modèles permettra d'assembler et d'étudier de nouvelles architectures de réseau. C'est dans cette ligne de conduite que se situe le contenu de ce mémoire. En premier lieu, il faut savoir s'il est possible de développer un modèle d'un réseau électrique d'avion suffisamment précis pour effectuer les études requises. L'objectif général du projet consiste à développer un modèle d'un réseau électrique d'un avion permettant d'accomplir des simulations en temps différé à l'aide du logiciel EMTP-RV.

Le logiciel EMTP-RV est grandement utilisé dans le domaine de l'énergie électrique pour l'analyse transitoire des systèmes de puissance dans le domaine temporel. Il est d'une très grande précision et contient une importante librairie de modèles spécifiques aux réseaux de puissance [2]. Un de ses grands avantages est qu'il soit orienté objet. Cela lui permet de faciliter le développement de nouveaux modèles, car l'encapsulation et le masquage d'information permettent d'éviter des problèmes de corruption de données [3]. Il est d'autant plus facile de programmer diverses études telles qu'une analyse statistique ou un écoulement de puissance. Il est un choix judicieux pour répondre aux nouveaux besoins auxquels doit faire face l'industrie de l'aéronautique.

Le développement du modèle du réseau électrique est un travail de longue haleine. Ce mémoire se concentre sur la modélisation d'un réseau électrique d'un avion existant, soit le Global Express de Bombardier. Son premier objectif est de modéliser les éléments importants présents dans le réseau. Ensuite, ces modèles seront utilisés dans la reproduction de l'architecture du réseau électrique de l'avion, permettant ainsi d'en analyser le comportement. Enfin, le dernier objectif consiste en l'utilisation de ce modèle pour recréer les conditions menant à un comportement indésirable qui pourrait se retrouver sur le réseau réel.

1.2 Méthodologie

La méthodologie suivie débute par une revue littéraire. C'est une étape importante afin de prendre connaissance des avancées dans la branche des simulations des réseaux électriques appliquées aux avions. Le domaine étant encore relativement jeune, le nombre d'articles directement liés au sujet demeure petit. Il est alors important de ne pas s'y limiter, car la théorie de l'énergie électrique n'est pas différente dans un avion de celle d'un réseau terrestre.

Bien que cette étape soit préalable aux autres, une mise à jour régulière est nécessaire pour rester à l'affût des derniers développements.

Afin de bien modéliser le comportement du réseau électrique de l'avion, un minimum de caractéristiques techniques est requis. Par chance, ce projet de recherche se fait en collaboration avec une industrie du domaine de l'aéronautique permettant l'accès privilégié à des données spécifiques et aux fiches techniques des composants du réseau électrique d'un avion. En parallèle avec la revue littéraire, un travail d'analyse doit être effectué pour déterminer quelles sont les informations clés nécessaires afin de modéliser le réseau. Bien que celle-ci soit préalable à la modélisation, des données supplémentaires pourront être demandées au cours du processus de modélisation.

Ensuite, à l'aide des informations recueillies, les principaux éléments constituant le réseau électrique de l'avion seront modélisés. Dans le cas présent, ces composants sont : les générateurs, le centre de contrôle AC, les transformateurs redresseurs, les pompes hydrauliques, les contacteurs à semi-conducteurs et les regroupements de charges AC et DC. Ces modèles seront validés à partir des informations fournies par le manufacturier. Dans certains cas, le secret professionnel restreint l'accès aux informations, et les normes aéronautiques serviront à la validation du comportement des modèles. Dans d'autres cas, une étape de conception sera nécessaire dans le but d'obtenir un modèle complet et fonctionnel.

Une fois les éléments constituant le réseau électrique de l'avion modélisés, la prochaine étape consistera à intégrer tous les éléments afin de bâtir l'architecture du réseau électrique complet de l'avion. De plus, il sera crucial d'effectuer de multiples simulations basées sur divers scénarios pour s'assurer qu'aucune erreur ne se soit glissée.

Enfin, ce réseau sera utilisé dans l'intention de reproduire les conditions menant à l'apparition de surtensions transitoires. Par le fait même, cette étude de cas permettra de démontrer les possibilités offertes par le logiciel afin d'effectuer des analyses tant exploratoires que spécifiques.

1.3 Impacts sociaux et importance économique

L'aéronautique est une industrie mondiale très compétitive. Elle est aussi un fleuron québécois et canadien avec des entreprises telles que Bombardier et Pratt & Whitney, pour ne nommer que deux d'entre elles. Pour demeurer compétitifs, les avions doivent être de plus en plus efficaces énergétiquement, donc plus légers et consommer moins de carburant. Une des avenues pour y arriver passe par le concept de l'avion plus électrique. Pour que cette industrie, qui a fait l'objet d'investissement de plus de 5.5 milliards depuis 2007 et emploie plus de 40000 employés spécialisés dans 234 entreprises [4], demeure parmi les plus importantes au monde,

elle n'a d'autre choix que d'investir dans cette direction. Il est donc capital de la garder en santé pour le bien économique du pays. Sur un autre aspect, la circulation aérienne est en constante croissance. Il est donc indispensable de faire des efforts pour minimiser les émissions de gaz à effet de serre dans l'atmosphère. L'avion plus électrique constitue un effort fait par l'industrie aéronautique pour préserver notre environnement. D'ailleurs, un avion consommant moins de carburant est moins coûteux à opérer en vol et devient donc rentable plus rapidement.

1.4 Structure du mémoire

La structure de ce mémoire est basée sur la méthodologie du projet de recherche. Une revue littéraire fait état des principales avancées publiées dans les dernières années. Certains articles sont résumés, car ils sont considérés comme importants et ont des éléments en commun avec ce travail de recherche. Ensuite, l'avion le Global Express de Bombardier est décrit de façon à faire ressortir les éléments importants pour la compréhension de ce document. La description des principaux composants et de leur modèle créé dans le logiciel de simulation EMTP-RV suivent. Ce chapitre traite en détail de la nature des composants, des données disponibles à la modélisation, des hypothèses émises pour parvenir à un modèle complet, de la composition des modèles et des résultats des simulations obtenus. Bien que chaque section de ce chapitre établit la fonctionnalité des modèles de façon indépendante, le chapitre suivant est dédié à la démonstration du comportement global du réseau lorsque tous les éléments entrent en relation. Enfin, une étude de cas montre la capacité d'analyse que peut présenter un modèle d'un réseau électrique d'avion. Finalement, des pistes de solutions et des recommandations pour l'amélioration et la fidélisation du modèle sont énoncées.

CHAPITRE 2

REVUE LITTÉRAIRE

Le concept de l'avion plus électrique (« *More-Electric Aircraft* » en anglais) est apparu dans la littérature autour de 1985 où l'on commençait à s'intéresser aux défis que présenterait un avion tout électrique [5]. Depuis, plusieurs initiatives ont été lancées sur le sujet comme le programme en cinq phases « Management and Distribution System for a More-Electric Aircraft (MADMEL) » financé par le « Air Force » aux États-Unis. L'objectif de ce programme était de concevoir et développer un banc d'essai en laboratoire pour les nouvelles architectures de réseaux électriques dans les avions. Il permettra ainsi de résoudre les problèmes techniques que peuvent engendrer leur développement et leur implémentation dans le « More-Electric Aircraft (MEA) » [6]. Du côté européen, le projet « More Open Electrical Technologies (MOET) » regroupe 14 pays de l'Union européenne et 46 compagnies œuvrant de près ou de loin dans le domaine de l'aérospatial et de l'aéronautique au cours des années 2006 à 2009. Leur but était de développer le concept de l'avion plus électrique et du « *Power by Wire* » [7]. D'autres importantes études sont produites par la NASA sur les navettes spatiales et les technologies plus électriques [8].

D'un point de vue plus technique, plusieurs groupes de recherche se sont penchés sur les défis que propose le concept de l'avion plus électrique. Des études sont effectuées sur des architectures de réseau dont la distribution est effectuée à fréquence fixe [9]. Les travaux de ce groupe de recherche constitué d'universités d'Égypte et des États-Unis sont similaires à ceux effectués dans le cadre de ce projet de recherche. Dans [10], l'architecture du réseau électrique utilisée est une simplification de celle retrouvée dans le Boeing 767. Pour simuler l'interaction entre les moteurs de l'avion et les générateurs, ils modélisent les moteurs de l'avion à l'aide de machines à courant continu et les couplent directement aux générateurs. Cette approche est intéressante, sachant que ces générateurs ne comportent pas de gouverneur. Par contre, leurs modèles sont créés à partir des restrictions présentes dans les normes aéronautiques. Ils sont toujours en attente du montage d'un banc d'essais pour valider le comportement de leurs modèles. Les charges AC et DC sont modélisées par des équivalents passifs et aucun modèle ne reproduit le comportement d'une charge motrice. Enfin, ils ne font aucune analyse de transfert de charge ou encore de défauts.

Un autre groupe de recherche basé au Royaume-Uni emprunte une direction différente dans la conception de ses modèles. Leur but n'est pas d'en analyser les comportements transitoires, mais plutôt la stabilité du système. Il leur est donc nécessaire de développer des

modèles rapides qui ont des temps de simulation très courts. Dans [11, 12], pour ne nommer que ceux-ci, les auteurs développent des modèles fonctionnels validés à l'aide d'autres modèles détaillés provenant du logiciel SABER. Ce type de modélisation ne permet pas d'observer le comportement transitoire et la nature brute des signaux, mais leur permet de simuler de complexes architectures en de très courts laps de temps. Le modèle moyen, soit celui où seul le comportement de l'harmonique fondamental est modélisé, est suffisant pour l'étude de la stabilité, car « il est possible de montrer que la stabilité d'un système est liée à l'évolution de l'énergie stockée dans ce système » [13]. Ils basent leurs études sur une architecture hybride (AC et DC) typique proposée par le consortium MOET. Ils vont modéliser jusqu'au couplage présent dans les câbles de distribution. De plus, les charges motrices sont modélisées à l'aide d'entraînement à vitesse variable. Quelques études de transferts de générateurs ou encore d'apparition de défauts sont effectuées sans toutefois aller dans les détails.

Dans d'autres cas, on s'intéressera à l'analyse de la stabilité du système de façon détaillée. Dans [14], la stabilité d'un réseau électrique simple est détaillée en utilisant une approche très mathématique. La présence des transformateurs redresseurs (Transformer Rectifier Unit (TRU)) dans une telle étude est relativement nouvelle, tout comme dans [15], où la stabilité est analysée en détails sur un réseau comportant un TRU et une charge à puissance constante. Par contre, une telle approche rend impossible l'étude de réseaux de plus grande envergure, car beaucoup d'approximations doivent être faites afin de simplifier les équations utilisées. L'opération du réseau électrique à fréquence variable est aussi discutée dans [16] où la séparation des charges est regardée avec attention afin d'améliorer l'efficacité d'une telle architecture. Pour y parvenir, ils utilisent une méthode d'optimisation basée sur les coûts.

Dans la vague des analyses des architectures de réseau, la distribution à haute tension continue (HV270DC) est envisagée dans [17]. La distribution peut alors se faire de différente façon. Dépendamment du type de charge ou encore du type d'avion conçu, la distribution peut être centrale, semi-distribuée, très distribuée avec un convertisseur intermédiaire réducteur de tension ou encore réduite à la charge directement [18].

L'analyse des charges présentes à l'intérieur de l'avion n'est pas laissée de côté. L'utilisation d'une génération à tension alternative alors que la majorité des charges avioniques fonctionnent à courant continu nécessite l'emploi de convertisseurs souvent non conventionnels. Le rôle de l'électronique de puissance dans l'avion plus électrique y est primordial. En ce qui nous concerne, le transformateur redresseur constitue un élément important du modèle du réseau électrique. Dans [19], un autotransformateur redresseur à 18 impulsions est modélisé à la fois au niveau comportemental et au niveau fonctionnel. Une autre approche pour modéliser le TRU est montrée dans [20] où la conversion du signal est basée sur la théorie des phaseurs. Ces modèles fonctionnels permettent de bien reproduire le comportement moyen du

TRU, mais délaissent la nature commutative des diodes. En revanche, cette caractéristique ne doit pas être omise lors de la conception des nouvelles architectures d’avion. La commutation des semi-conducteurs injecte des harmoniques dans les signaux alternatifs, dégradant par le fait même leur qualité. Des filtres doivent être conçus afin de garder la valeur de la distorsion harmonique dans les limites acceptables [21].

Enfin, outre les études de stabilité, le modèle du réseau électrique permet d’appliquer des défauts et d’analyser le comportement des architectures innovatrices que peuvent présenter les avions plus électriques. Les techniques employées pour simplifier les modèles des convertisseurs de puissance peuvent affecter les résultats lors de la simulation de fautes [22]. D’ailleurs, des courts-circuits à une barre haute tension continue et entre deux lignes à tension alternatives sont sommairement analysés dans [12].

Finalement, malgré l’apparition du concept de l’avion plus électrique il y a déjà plusieurs années, la majorité des développements se sont réalisés dans la dernière décennie. Beaucoup d’efforts sont faits dans le but de développer le plus de modèles possibles pour analyser les nouvelles architectures proposées. Si pour plusieurs il est suffisant de valider un modèle à partir d’un autre plus détaillé, il sera indispensable de les valider à l’aide de mesures prises en laboratoire sur les équipements en question.

Les travaux de ce mémoire se distinguent par l’approche employée pour la modélisation du réseau électrique de l’avion. Son architecture hybride (AC et DC) est reproduite intégralement et la modélisation des éléments est effectuée à l’aide d’informations fournies par les manufacturier en parallèle avec les normes de l’industrie de l’aéronautique. De plus, il incorpore des automatismes reproduisant la logique de la reconfiguration lors de la perte d’un ou plusieurs générateurs ou TRU. Somme toute, le modèle est complet et flexible lui permettant d’être employé dans diverses études.

CHAPITRE 3

LE GLOBAL EXPRESS

3.1 Caractéristiques générales

Le Global Express est un avion d'affaire de luxe assemblé par Bombardier, dont le projet fut lancé officiellement en 1993. Il a été conçu pour des missions de longues durées intercontinentales et il joue un rôle primordial dans plusieurs applications telles que les inspections en vol, les recherches et les opérations de secours, Signal Intelligence (SIGINT), Electronic Warfare (EW) et le transport de 30 passagers [23]. Le Global Express XRS est une version améliorée du modèle de base et offre une vitesse de croisière supérieure, une portée accrue et un espace intérieur perfectionné. Le Global 5000 est un modèle dérivé basé sur le Global Express, mais de plus petite dimension.

3.2 Le réseau électrique de l'avion

Le réseau électrique du Global Express est divisé en deux parties majeures : la partie alternative et la partie continue. La partie alternative, montrée à la figure 3.1, est tout d'abord constituée de quatre générateurs à fréquence variable (Variable Frequency Generator (VFG)) de 40 kVA opérant sur une plage fréquentielle de 324 Hz à 596 Hz. La figure 3.2 est tirée de [24] et montre l'emplacement physique des équipements à l'intérieur de l'avion. Elle montre que les générateurs sont situés à l'arrière à l'intérieur de la nacelle des moteurs de l'avion. Chaque moteur de l'avion entraîne deux générateurs couplés par l'entremise d'un engrenage réducteur adaptant les vitesses de rotation. Chacun des générateurs alimente sa propre barre AC de manière à ce qu'en aucun cas ils ne soient parallélisés. L'architecture exclusivement radiale du réseau électrique permet d'éviter d'avoir à synchroniser les générateurs puisqu'aucun d'entre eux ne comporte d'asservissement sur sa vitesse de rotation. Certains contrôles, comme la régulation de la tension ainsi que la protection, sont présents à l'intérieur de l'unité de contrôle du générateur (Generator Control Unit (GCU)). Ce dernier agit sur son relais (Generator Line Contactor (GLC)). De plus, les canaux de distribution étant isolés physiquement et électriquement les uns des autres, une faute à une barre n'influencera pas les autres canaux. Plus d'informations à ce sujet se retrouvent à la section 4.1, où les spécifications techniques et le modèle y sont présentés. Deux autres sources de puissance sont disponibles dans l'architecture du Global Express. Lorsque l'avion est au sol, deux barres peuvent être alimentées par une unité de puissance auxiliaire (Auxiliary Power Unit (APU)). Cette unité

est entraînée par une petite turbine et délivre une puissance de 40 kVA au sol ou en vol à une tension de 115 VAC et à une fréquence fixe de 400 Hz. Elle sert aussi d'alimentation d'appoint en cas de panne majeure, où il ne resterait qu'un seul générateur disponible. Au sol, l'avion peut aussi être alimenté par les installations électrique de l'aéroport. L'alimentation externe est en général d'une puissance d'environ 90 kVA à une fréquence fixe de 400 Hz et alimente les charges principales essentielles au bon fonctionnement au sol.

La figure 3.2 montre que l'APU est situé à l'arrière de l'avion. La prise pour l'alimentation externe est située sur le côté gauche de l'avion près de l'aile. Ces deux éléments ne sont pas modélisés dans cette version du modèle du réseau électrique de l'avion.

Advenant la perte de tous les générateurs en vol, une éolienne d'urgence (Ram Air Turbine (RAT) ou Air Driven Generator (ADG)) est déployée afin d'utiliser l'ère d'allée de l'avion pour produire de l'électricité. Il y a deux types d'éolienne d'urgence. La RAT est composée d'une génératrice pour fournir de la puissance électrique et d'une pompe hydraulique entraînée mécaniquement. L'ADG, de son côté, n'est composé que d'une génératrice fournissant de la puissance électrique. Le Global Express est équipé d'une RAT d'une puissance de 9 kVA installée dans le nez de l'avion. Elle alimente exclusivement la barre alternative essentielle (AC_{ESS}). La fréquence d'opération varie entre 324 Hz et 475 Hz suivant la vitesse de l'avion et la force des vents. La pompe hydraulique entraînée mécaniquement alimente hydrauliquement les systèmes essentiels.

Les signaux de puissance produits par les générateurs sont ensuite acheminés au centre de puissance AC (AC Power Center (ACPC)) où se situe un assemblage de contacteurs permettant d'effectuer des manœuvres de relève en cas de défaillance d'un ou plusieurs générateurs. Toute une logique de reconfiguration automatique est implémentée afin d'assurer la reprise d'une barre n'étant plus alimentée. Les détails de cette logique et sa modélisation sont présentés à la section 4.5. L'architecture AC comporte huit barres alimentant chacune des charges différentes. Les quatre premières barres (AC_1 , AC_2 , AC_3 et AC_4) sont situées à l'intérieur de l'ACPC, qui est aussi installé à l'arrière de l'avion, près des générateurs. Les barres alternatives secondaires (AC_{1A} , AC_{2A} , AC_{3A} et AC_{ESS}) sont situées quant à elles dans le panneau de disjoncteurs à l'intérieur de la cabine de pilotage (Cockpit Circuit Breaker Panel (CCBP)).

Les charges AC sont réparties sur les barres de manière à les répartir le plus équitablement possible tout au long de la durée d'un vol pour éviter la surcharge d'un générateur. La protection des charges AC se fait à l'aide de disjoncteurs standards ou de disjoncteurs à semi-conducteurs (Solid-state Power Contactor (SSPC)). Ces derniers, de nouvelles générations, ont l'avantage d'agir à la fois comme dispositif de protection et comme dispositif de sectionnement à distance. Un signal logique est employé pour fermer ou ouvrir un circuit. Plus de détails techniques à ce sujet se retrouvent à la section 4.4.

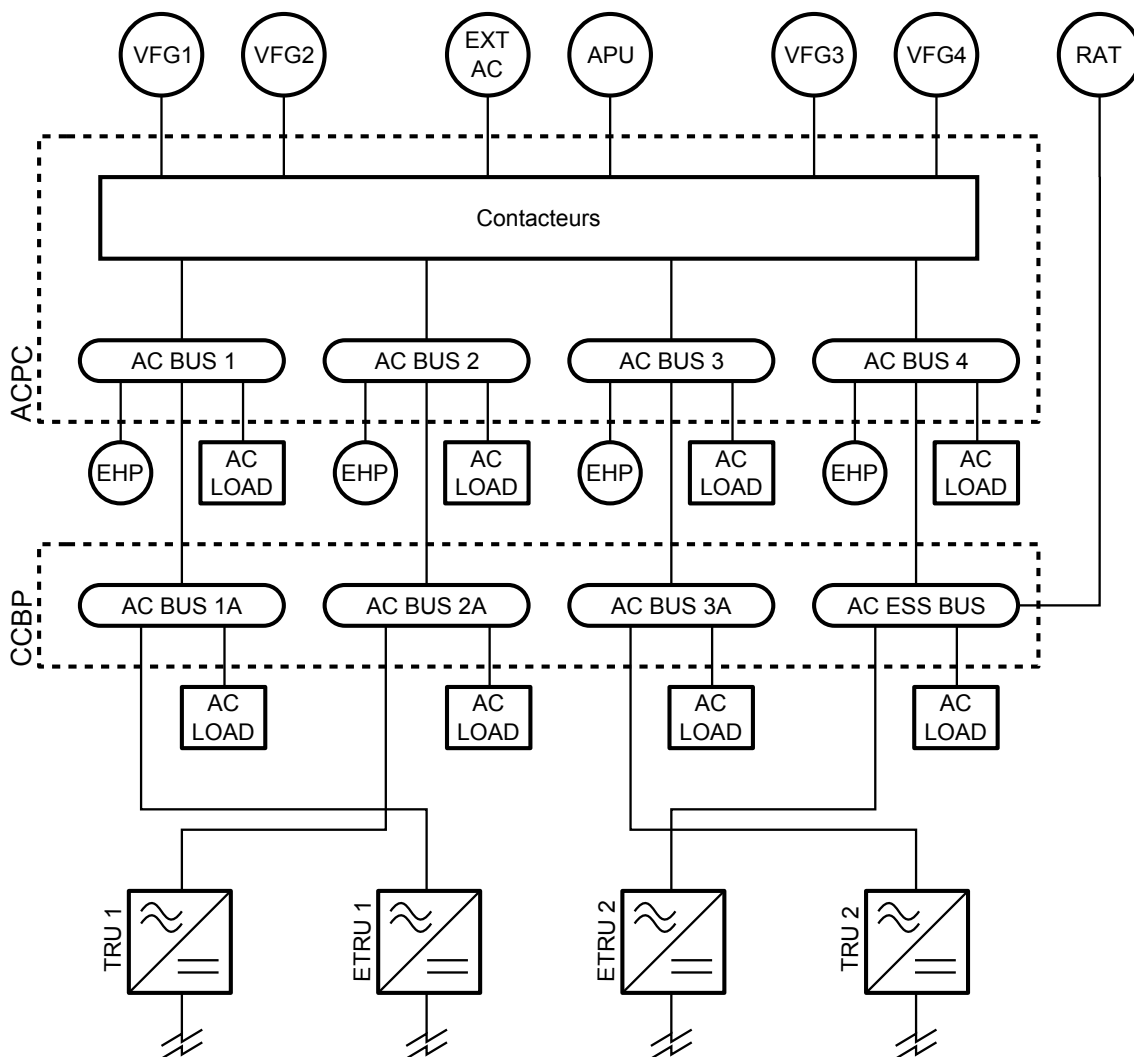


Figure 3.1 Schéma unifilaire simplifié de la partie alternative du réseau électrique de l'avion

En dépit de la très grande quantité de charges à l'intérieur de l'avion, les pompes hydrauliques (Electric driven Hydraulic Pump (EHP)) ont la plus grande influence sur la dynamique du réseau lorsqu'elles sont sollicitées. Le réseau comporte quatre pompes hydrauliques permettant d'alimenter les actuateurs requérant de la puissance hydraulique. En général, ces pompes ne sont pas utilisées à plein régime en tout temps. On y fait appel principalement dans les phases de taxi, de décollage et d'atterrissage et elles ne fonctionnent qu'à régime réduit pour maintenir la pression à sa valeur nominale. Les pompes sont démarrées successivement avec un délai raisonnable entre chaque démarrage et sont alimentées individuellement par les générateurs. L'APU peut alimenter deux pompes hydrauliques simultanément. Pour de plus amples informations, se référer à la section 4.2.

Ensuite, les barres AC situées dans le CCBP alimentent quatre transformateurs redres-

seurs (TRU) qui convertissent le signal alternatif de 115 VAC en signal continu de 28 VDC non régulé, tel que montré au bas de la figure 3.1 et dans le haut de la figure 3.3. Cette dernière montre le schéma simplifié de la distribution DC du réseau électrique de l'avion. Le TRU comporte plusieurs éléments dont un transformateur d'isolation à cinq enroulements triphasés et quatre ponts de diodes agencés de manière à obtenir une tension continue à 12 impulsions. Les caractéristiques et les détails de la modélisation des TRU sont présentés à la section 4.3. La figure 3.2 montre que les quatre TRU sont situés dans le nez de l'avion et sont disposés de façon à ce qu'un impact frontal n'affecte pas tous les TRU de la même manière. La tension continue de 28 VDC est ensuite acheminée au centre de puissance DC (DC Power Center (DCPC)) situé sous la cabine de pilotage. Le DCPC joue le même rôle que le ACPC pour la partie continue. Il comporte six barres continues, dont quatre servent à la distribution des charges, une est directement alimentée par la batterie avionique et une barre d'urgence. Il comporte aussi un assemblage de contacteurs servant à la reconfiguration de l'alimentation des barres DC par les TRU dans l'éventualité d'une perte d'un ou de plusieurs de ces derniers. Les quatre barres DC principales (DC_1 , DC_{ESS} , DC_{BATT} et DC_2) alimentent les charges par l'entremise de quatre modules de distribution (Secondary Power Distribution Assembly (SPDA)) situés à divers endroits stratégiques dans l'avion, tel que montré à la figure 3.2. Ils distribuent, à leur tour, la puissance à 80 sous-systèmes. Ces SPDA sont alimentés par les quatre barres DC en parallèle de manière à rendre disponible les différentes sources.

Le réseau électrique de l'avion comporte deux barres alimentées directement par des batteries. La première barre est située dans le DCPC et est alimentée par la « batterie avionique », qui est située dans le nez de l'avion près des TRU. Elle est constituée de 20 cellules NiCad donnant une tension totale de 24 VDC et une capacité totale de 25 ampères-heures. La deuxième barre est située dans le module de démarrage de l'APU (APU Start Contactor Assembly (ASCA)), situé à l'arrière de l'avion près de l'APU, et est alimentée par la « batterie APU ». Elle est constituée de 21 cellules NiCad donnant une tension totale de 25.2 VDC et une capacité totale de 42 ampères-heures. Chacune des batteries a un chargeur dédié qui maintient leur tension à leur valeur nominale à partir des barres de distribution. Le chargeur de la batterie avionique est alimenté par la barre AC_{3A} et celui de la batterie APU est alimenté par la barre AC_2 . Sept diodes sont présentes dans l'architecture DC pour protéger les batteries de l'alimentation inverse par les barres DC. De cette manière, seuls les chargeurs gardent la tension des batteries à leur valeur nominale. À ces diodes sont couplés les SSPC qui agissent en tant que relais de protection et interrupteurs.

3.3 Le bilan de charge

L'une des importantes études à réaliser lors de la conception d'un avion est celle des charges électriques. Cette analyse fait partie des requis pour la certification d'un avion. Elle comporte les détails concernant le chargement de toutes les barres alternatives et continues en fonction des différentes phases de l'avion. L'évaluation de la consommation de puissance ou de courant des charges est basée sur les valeurs les plus pessimistes qu'elles pourraient demander sur des moyennes de 5 secondes, 5 minutes et en continu. C'est une étude approximative qui ne prend pas en compte de la dynamique des charges. L'écriture est la même que ce soit une charge motrice tel un moteur électrique entraînant une pompe ou une charge résistive telle du chauffage. Cette étude sert principalement à déterminer la répartition des charges dans l'avion.

Le tableau 3.1 liste les différentes phases de vol de l'avion et leur fréquence d'opération associée. Pour chacune de ces phases, les charges dans le réseau électrique diffèrent. Par exemple, le chargement des barres AC est plus important lors de la phase d'atterrissage que lors de la phase de maintenance au sol.

Tableau 3.1 Liste des différentes phases de vol de l'avion et leur fréquence d'opération associée

Réf.	Description	Fréquence (Hz)
G1	Maintenance au sol	400
G2	Chargement et préparation	400
G3	Démarrage et réchauffement	324
G4	Taxi	380
G5	Décollage	580
G6	Ascension	540
G7	Croisière	500
G8	Descente	400
G9	Atterrissage	430
G10	Urgence	400

L'analyse du document de cette étude [23] permet d'avoir une bonne idée des charges présentes dans le réseau électrique et de leur consommation en fonction de la phase de vol de l'avion. Toutes les charges y sont regroupées avec les mesures de leur consommation pour chacune des phases électriques. On remarque rapidement que, malgré tous les efforts effectués pour balancer les charges entre les générateurs et entre les phases des générateurs, la demande est déséquilibrée. Il y a aussi certains cas où une phase d'un générateur alimente une charge capacitive alors qu'une autre de ses phases alimente une charge inductive. Pour la première tentative de modélisation du réseau électrique de l'avion, une charge balancée (étant la moyenne de la puissance des trois phases) est utilisée. L'intérêt n'est pas porté

sur les charges, mais sur les principaux éléments du réseau permettant son fonctionnement global.

La figure 3.4 montre la somme des puissances actives et réactives de toutes les charges AC en fonction de la phase de l'avion. On remarque que les phases de taxi (G4), de décollage (G5) et d'atterrissage (G9) sont les plus chargées, principalement à cause de la demande des pompes hydrauliques pour maintenir la pression à sa valeur nominale lors de l'action, par exemple, du train d'atterrissage ou des freins. La figure 3.5 montre la somme des courants que demande les charges DC fonction de la phase de l'avion. Contrairement à la partie AC, c'est lors de la maintenance au sol (G1) que la charge DC est la plus importante. La phase de chargement et préparation (G2) est la moins chargée. Toutes les autres ont un profil de charge similaire.

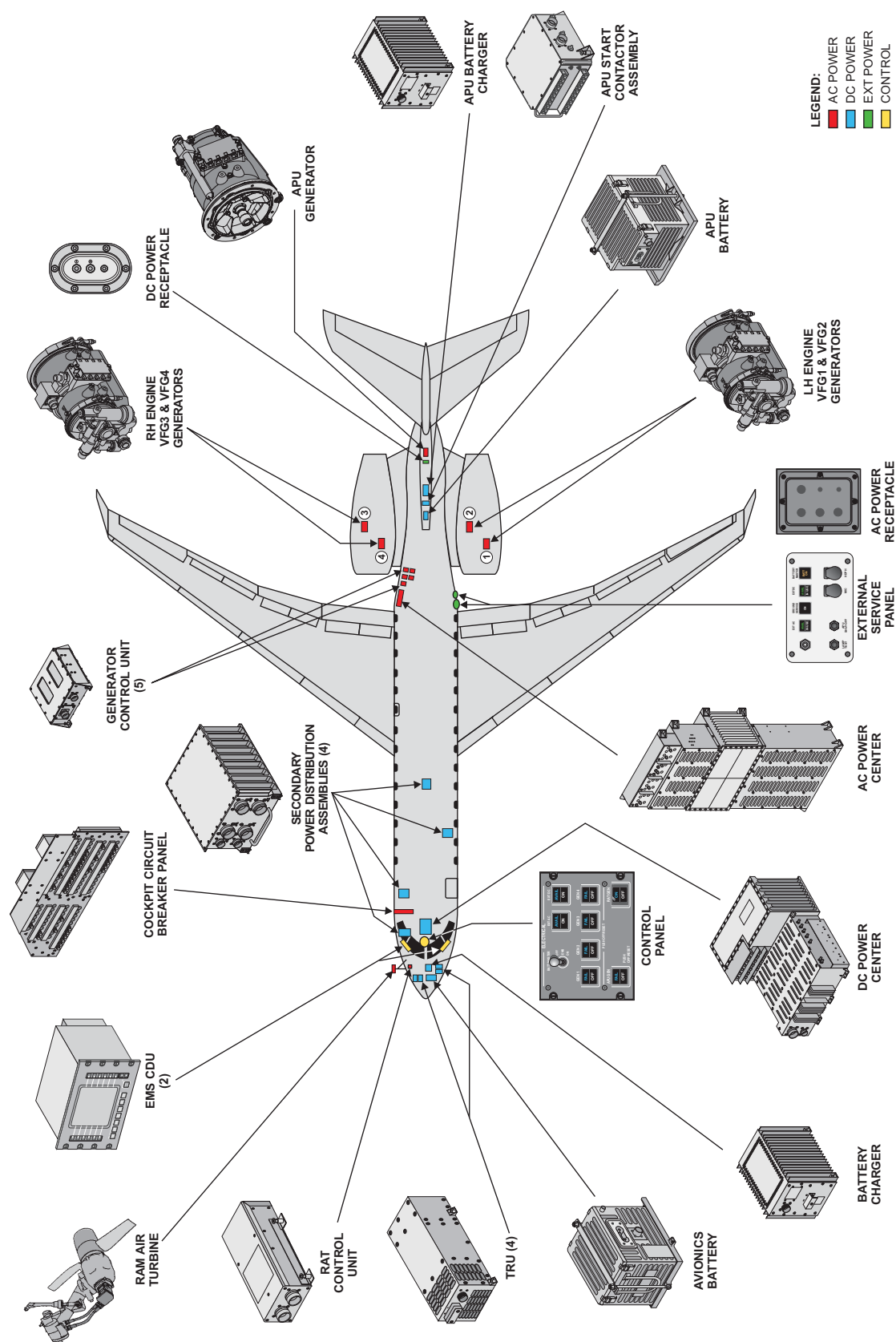


Figure 3.2 Répartition des équipements électrique à l'intérieur de l'avion (tiré de [24])

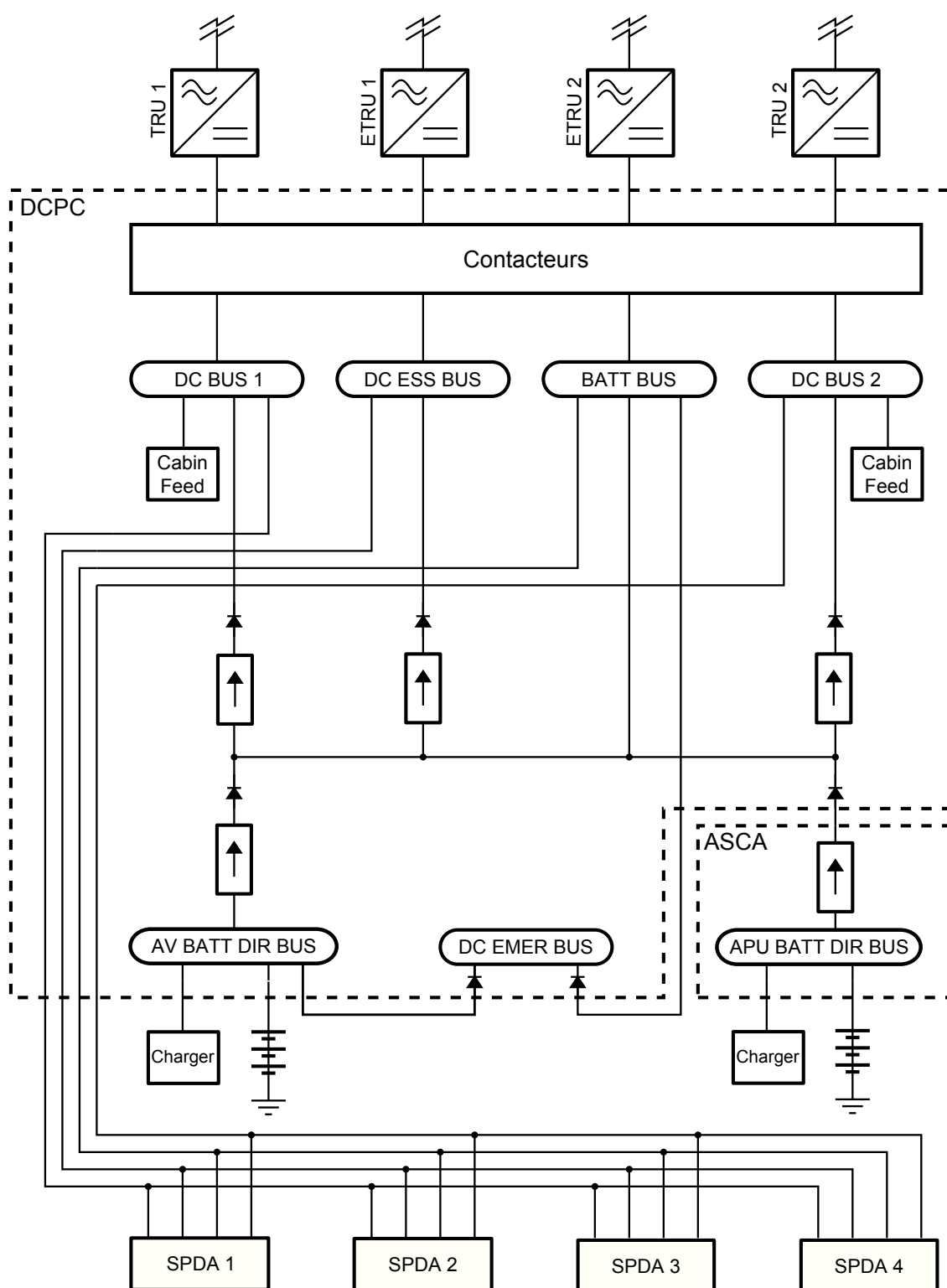


Figure 3.3 Schéma unifilaire simplifié de la partie continue du réseau électrique de l'avion

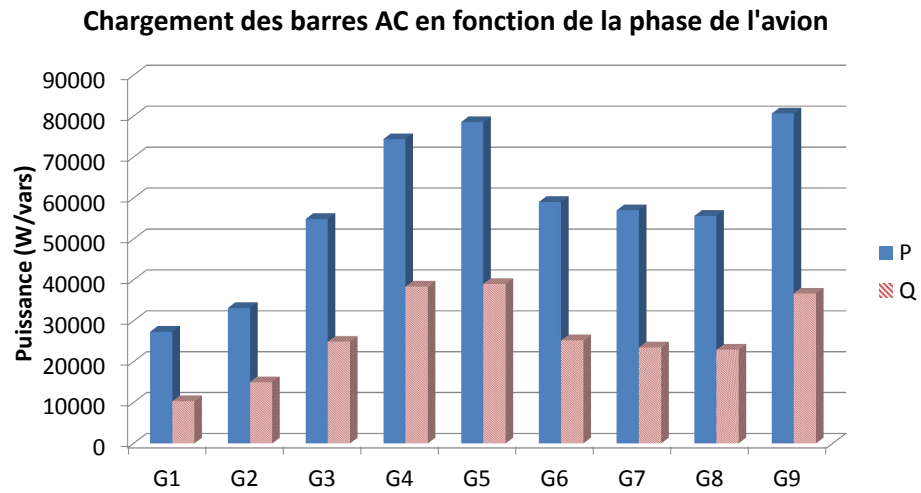


Figure 3.4 Chargement sur 5 secondes des barres AC en fonction de la phase de l'avion (tiré de [23])

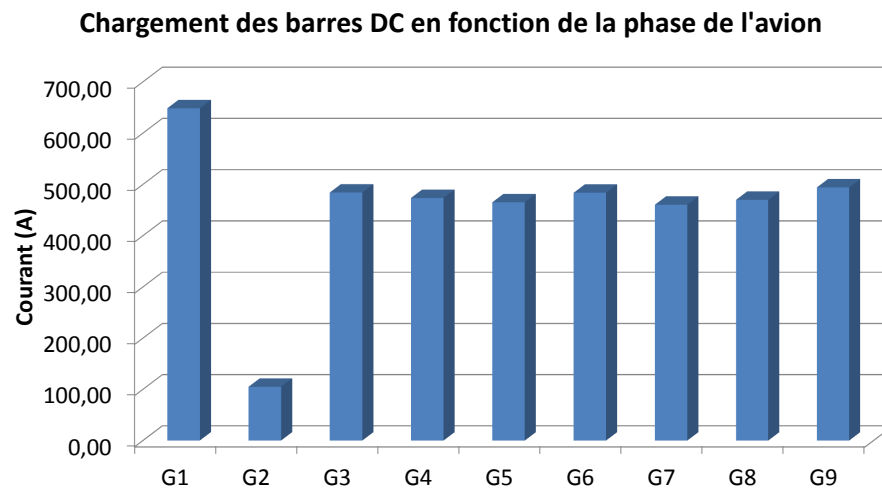


Figure 3.5 Chargement sur 5 secondes des barres DC en fonction de la phase de l'avion (tiré de [23])

CHAPITRE 4

MODÉLISATION DES COMPOSANTS

4.1 Générateurs

Le Global Express de Bombardier comporte 4 générateurs à fréquence variable. Il fut le premier avion comportant ce type de générateur, éliminant ainsi la partie mécanique qui régule leur vitesse de rotation. Comme la majorité des charges à l'intérieur d'un avion utilisent un convertisseur ou doivent être alimentées par un courant continu, la fréquence du signal avant d'être redressée n'a pas d'importance. De plus, une grande part des charges fonctionnant à courant alternatif ne sont pas affectées par la variation de fréquence. Cette tendance a donc été poursuivie par d'autres constructeurs, dont Boeing (B787) et Airbus (A380).

Malgré les avantages que procure l'opération à fréquence variable, une attention particulière doit être portée à l'étape du choix des équipements. Le transformateur en est un bon exemple. Lorsque la fréquence d'opération est inférieure à la valeur nominale et que le rapport entre la tension et la fréquence n'est pas respecté, la densité de flux dans le circuit magnétique n'est plus la même et les pertes par hystérésis et par courants induits augmentent [25]. Les enroulements peuvent alors surchauffer. Cette variation de fréquence complexifie aussi la modélisation des éléments du réseau. En effet, les modèles ont été créés pour fonctionner à des fréquences nominales fixes, basés sur des paramètres fixes. Leur utilisation à fréquence variable n'est donc pas aisée et peut entraîner des erreurs non négligeables.

Cette section est consacrée à la modélisation des générateurs à fréquence variable (VFG). Un générateur auxiliaire (APU) à fréquence fixe est aussi présent à bord de l'avion, mais il n'est pas modélisé dans cette version du modèle du réseau électrique. Les spécifications techniques utiles à la modélisation sont présentées. En revanche, des hypothèses de travail doivent être énoncées pour circonscrire le problème, car certaines informations importantes sont manquantes. Par la suite, la création du modèle ainsi que les étapes de conception des régulateurs de tension et de fréquence sont montrées. Enfin, les résultats de simulation sont présentés et discutés.

4.1.1 Spécifications techniques

Les quatre générateurs à fréquence variables du Global Express sont de construction identique. Dans les faits, les générateurs sont entraînés par paire, soit deux générateurs par moteur. La tension nominale des générateurs est de 115/200 VAC et ils ont une puissance

continue de 40 kVA. Ils peuvent opérer à une puissance de 60 kVA pendant 5 minutes et à 80 kVA pendant 5 secondes. Tout dépendant de la vitesse de rotation des moteurs de l'avion, la fréquence à la sortie varie entre 324 et 596 Hz. Il n'y donc pas de d'action de régulation de la fréquence sur le générateur lui-même.

La figure 4.1 est tiré de [24] et montre le schéma bloc du générateur à fréquence variable. Il comporte trois machines connectées en cascade. Une génératrice à aimant permanent (Pilot Exciter (PE)) est entraînée par le moteur de l'avion, dont la vitesse de rotation est réduite par un engrenage. En tournant, les aimants permanents induisent un courant dans le stator qui est récupéré par l'unité de contrôle du générateur (GCU). Ce courant alternatif est redressé et régulé pour alimenter le stator d'une machine intermédiaire (Main Exciter (ME)). Tournant dans le champ statique de son stator, le rotor de cette machine se voit induire des courants alternatifs qui sont aussi redressés par un pont de diodes tournant. Le courant continu est ensuite acheminé au rotor de la machine principale (Main Alternator (MA)) qui, en tournant, induit des courants dans le stator de cette dernière. Cette configuration a pour avantage d'être très compacte et d'avoir l'excitatrice incluse au générateur. De plus, aucune source d'énergie électrique externe n'est nécessaire afin d'alimenter le rotor de la machine principale.

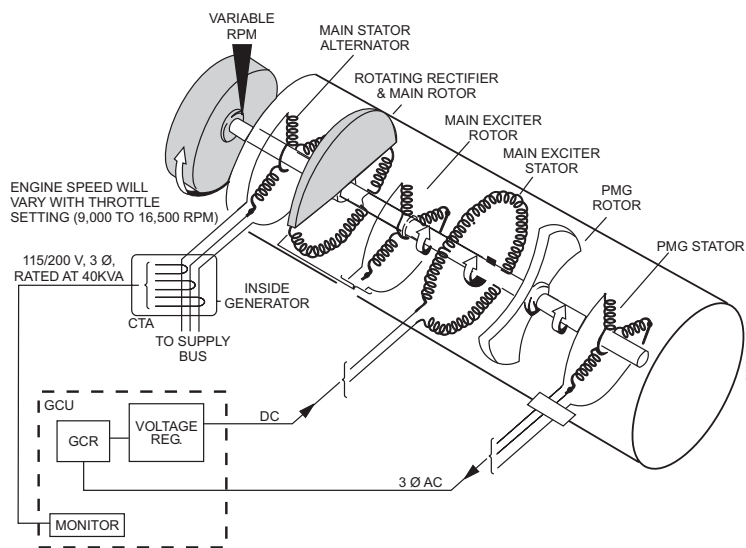


Figure 4.1 Schéma bloc des générateurs à fréquence variable (tiré de [24])

Malgré la présence de trois machines en cascade, la disponibilité de caractéristiques d'un générateur de même puissance basé sur une fréquence de 400 Hz justifie l'emploi d'un modèle de machine synchrone. En effet, toutes les informations nécessaires à l'utilisation d'un tel modèle sont présentées au tableau 4.1 et proviennent de [26]. Ce sont les seules informations disponibles concernant la construction du générateur. Le nombre de pôles a été déduit en

utilisant les fréquences d'opération et les vitesses de rotation des générateurs respectives. À 17871 tours par minute, la fréquence produite est de 596 Hz. Ce qui nous donne 1871,45 rad/s et donc 2 paires de pôles.

Ensuite, les fonctionnements à vide et à charge nominale des générateurs doivent respecter les limites de tensions présentées à la figure 4.2 tirée des spécifications fournies par

Tableau 4.1 Liste des paramètres requis pour la modélisation d'un générateur (tiré de [26])

Symbol	Description
X_D	Direct axis synchronounous reactance
X_{AD}	Direct axis armature reaction reactance
X_Q	Quadrature axis synchronous reactance
X_{AQ}	Quadrature axis armature reaction reactance
X_S	Slot leakage reactance
X_{TT}	Tooth tip leakage reactance
X_Z	Differential leakage reactance
X_E	End winding leakage reactance
X_L	Armature leakage reactance
X'_D	Direct axis transient reactance
X''_D	Direct axis subtransient reactance
X'_Q	Quadrature axis transient reactance
X''_Q	Quadrature axis subtransient reactance
X_2	Negative sequence reactance
X_0	Zero sequence reactance
X_{DD}	Direct axis damper leakage reactance
X_{DQ}	Quadrature axix damper leakage reactance
X_{FD}	Field leakage reactance
R_{PH}	Armature resistance at 20°C
R_F	Total field resistance at 20°C
R_{Fref}	Field resistance reffered to armature
R_2	Negative sequence resistance
R_0	Zero sequence resistance
R_{DD}	Direct axis damper resistance
R_{DQ}	Quadrature axix damper resistance
T_A	Armature time constant
T'_D	Direct axis transient time constant
T''_D	Direct axis subtransient time constant
T'_Q	Quadrature axis subtransient time constant
T'_{D0}	Direct axis transient O/C time constant
T''_{D0}	Direct axis subtransient O/C time constant
T''_{Q0}	Quadrature axis subtransient O/C time constant
H	Inertia constant

le manufacturier [27]. Ce gabarit de tension doit aussi être respecté pour des facteurs de puissance allant de l'unité à 0,75 inductif.

Aucune information n'est disponible concernant le type régulation effectuée à l'intérieur des unités de contrôle des générateurs. Par contre, le schéma de la figure 4.1 indique que la tension de sortie est régulée à sa valeur nominale sans pour autant en expliciter les détails. Il est alors nécessaire de passer par une étape de conception et d'ajustement d'un régulateur. Comme les générateurs sont couplés par un engrenage aux moteurs de l'avion, aucun contrôle de fréquence n'est effectué au générateur. La fréquence dépend seulement de la vitesse de rotation des moteurs. En revanche, l'APU comporte un gouverneur et le modèle développé avec le contrôleur de fréquence pourra être réutilisé comme point de départ pour ce modèle.

4.1.2 Hypothèses de travail

La première hypothèse posée concerne la possibilité de reproduire le comportement du générateur à fréquence variable de la figure 4.1 à l'aide d'une simple machine synchrone. La modélisation détaillée des trois machines en cascade (PE, ME, MA) n'est pas nécessaire à l'analyse du comportement du réseau électrique de l'avion à ce stade-ci.

Comme aucune information concernant les régulateurs n'est disponible, il est nécessaire d'utiliser un moyen détourné afin d'ajuster les paramètres. On suppose que deux systèmes de régulation sont présents à l'intérieur des unités de contrôle des générateurs : la régulation de tension et le contrôle de la fréquence. Les générateurs à fréquence variable ne comportent pas de gouverneur. Le contrôle de fréquence créé servira de point de départ pour la modélisation de l'APU dans une version subséquente du modèle du réseau électrique. Bien que les générateurs soient choisis avec amplement de marge de manœuvre et que la majorité des charges présentes à l'intérieur de l'avion soient négligeables par rapport à la capacité du générateur, des charges comme les pompes hydrauliques ont un impact beaucoup plus important sur la dynamique du réseau électrique lors de leur démarrage. Les ajustements des régulateurs doivent se faire de concert avec les formes d'onde du démarrage de la pompe hydraulique de la figure 4.13 et du gabarit de tension présenté à la figure 4.2.

4.1.3 Modèle

L'accessibilité aux données présentées dans les spécifications techniques simplifie la conception du modèle du générateur. Les données provenant du test en court-circuit sont utilisées pour caractériser son comportement. La connaissance des valeurs des réactances des axes direct et en quadrature ainsi que des constantes de temps transitoires et sous-transitoires permet de créer le modèle du générateur d'après le modèle de la machine synchrone. Le mo-

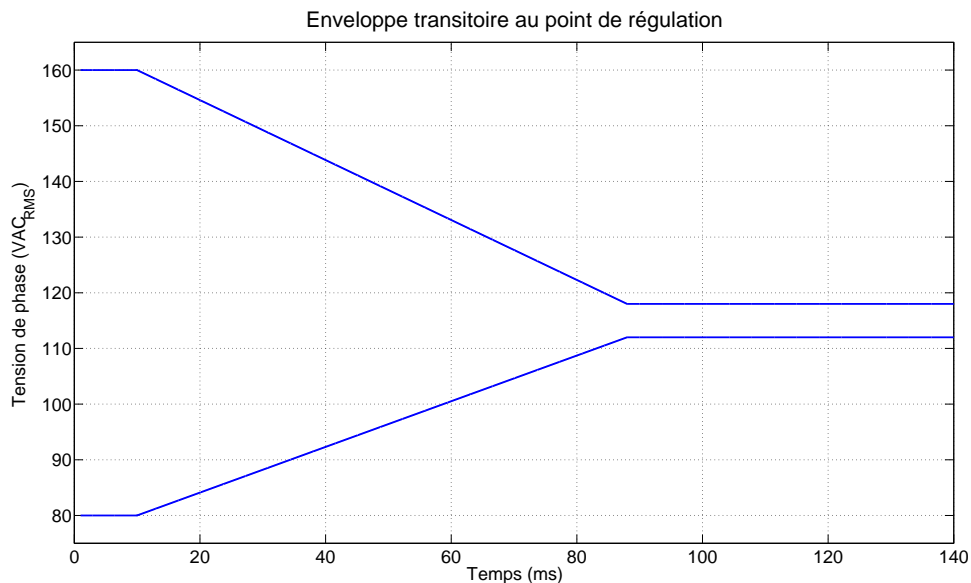


Figure 4.2 Enveloppe transitoire des systèmes alternatifs à 115 VAC (tiré de [27])

dèle de la machine synchrone implémentée dans EMTP-RV permet d'utiliser directement ces données pour créer le circuit équivalent.

La figure 4.3 montre le schéma bloc du générateur tel qu'implémenté dans EMTP-RV. Il est constitué du modèle de la machine synchrone et d'un bloc de contrôle composé de la régulation de la tension et de la fréquence. Une résistance de très grande valeur peut être ajoutée à la sortie du modèle de la machine synchrone. Cette résistance n'a pour effet que de stabiliser la vitesse de rotation du modèle de la machine synchrone lorsqu'elle est en circuit ouvert pour éviter que celle-ci ne s'emballe. Elle n'a pas d'autre effet sur le régime transitoire ou permanent du modèle général.

Le modèle de la machine synchrone permet de contrôler la tension de champ ainsi que la puissance mécanique à l'arbre. Ces deux variables doivent être ajustées en fonction de la dynamique du réseau.

La figure 4.4 montre le schéma bloc du module de contrôle du modèle du générateur. Il est

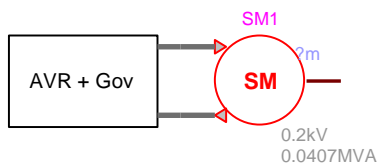


Figure 4.3 Schéma bloc du modèle des générateurs à fréquence variable tel qu'implémenté dans EMTP-RV

constitué de deux boucles d'asservissement parallèles et indépendantes. En effet, les blocs du dessus constituent le contrôle de la fréquence et ceux du dessous, celui de la tension. Chacun des deux contrôles utilise ses propres signaux provenant de la machine synchrone.

4.1.3.1 Régulateur de tension

Le régulateur de tension ajuste la tension de champ de la machine synchrone lors de l'ajout de charges plus ou moins importantes pour maintenir autant que possible la tension de sortie v_s à sa valeur nominale. De plus, il aide à garder le réseau électrique stable. Le bloc nommé « EXC1 » englobe un sous-circuit comprenant la dynamique du correcteur et de l'excitatrice. Il récupère les tensions de l'axe direct v_d et en quadrature v_q en valeur unitaire pour déterminer la tension actuelle selon l'équation (4.1) et calcule la tension de champ requise pour réguler le système.

$$v_s = \sqrt{v_d^2 + v_q^2} \quad (4.1)$$

La figure 4.5 montre le schéma du régulateur de tension. Il comporte essentiellement la dynamique du régulateur et constitue l'asservissement illustré à la figure 4.6. La différence entre la tension de référence et la tension à la sortie du générateur est corrigée par un correcteur proportionnel et intégral, puis passe par une fonction de transfert simulant le temps de réaction de l'excitatrice. Le point de régulation utilisé peut se situer dans l'ACPC afin de prendre en compte les chutes de tensions dans les câbles d'alimentation.

Le générateur à fréquence variable réel à l'intérieur de l'avion comporte une machine à aimant permanent servant d'excitatrice, par l'intermédiaire d'une autre machine, à la machine principale. Il aurait été possible de sophistiquer le modèle de l'excitatrice et de reproduire la dynamique de la machine à aimants permanents. Une simple représentation d'une excitatrice à courant continu a toutefois été préférée, car aucune donnée n'était disponible sur la constitution de cette machine à aimants permanents.

Puisqu'aucune information sur la composition du régulateur de tension n'est accessible, une étape de conception est de mise. Pour déterminer la plage de calibration des gains proportionnel et intégral du correcteur ainsi que de la constante de temps de l'excitatrice, la fonction de transfert approximative de la machine synchrone montrée à l'équation (4.2) est utilisée.

$$H_{SM} = G_0 \frac{1 + sT_1}{(1 + sT'_{d0})(1 + sT''_{d0})} \quad (4.2)$$

avec

$$G_0 = \frac{M_d}{R_{Fref}} = \frac{L_d - L_L}{R_{Fref}} = \frac{X_d/\omega - X_L/\omega}{R_{Fref}} \quad (4.3)$$

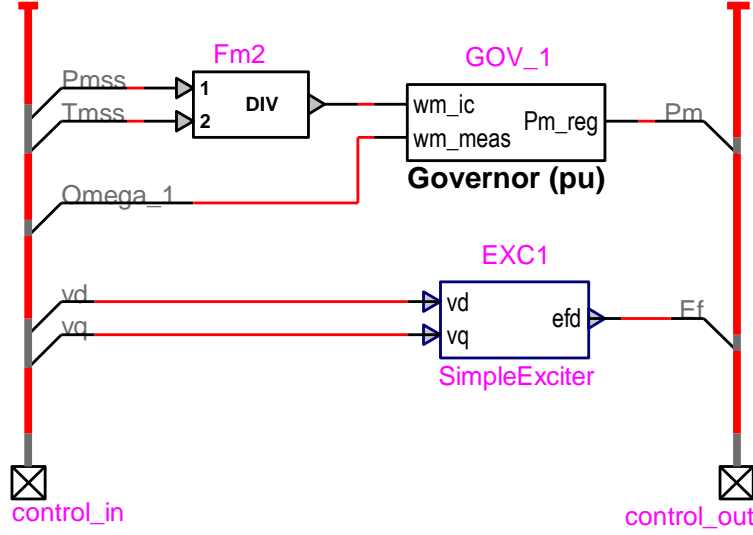


Figure 4.4 Schéma bloc des contrôles des générateurs à fréquence variable

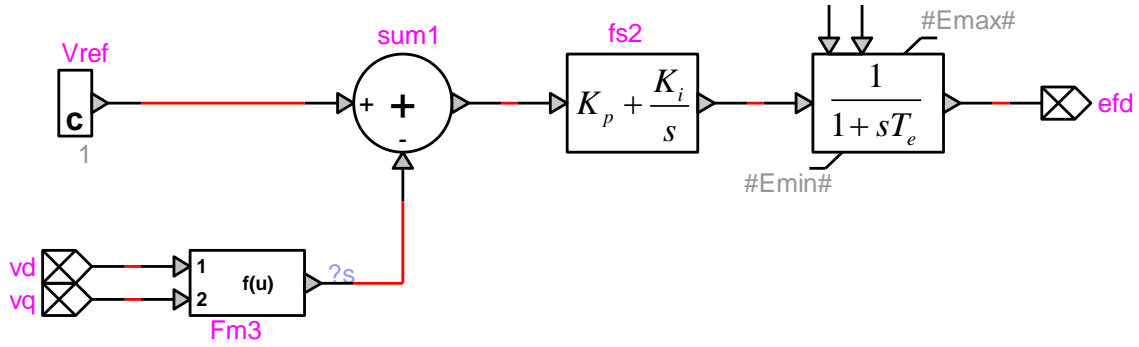


Figure 4.5 Schéma bloc de la composition interne du composant « EXC1 »

et

$$T_1 = \frac{X_{DD}}{R_{DD}} \quad (4.4)$$

Les fonctions de transfert en boucle ouverte et en boucle fermée du schéma de la figure 4.6 permettent de respectivement vérifier la robustesse de la commande par les marges de gain et de phase et déterminer la réponse approximative à l'échelon. Les expressions des deux fonctions de transfert sont montrées aux équations (4.5) et (4.6).

$$H_{BO} = G_0 \frac{K_p T_1 s^2 + (K_p + K_i T_1) s + K_i}{(T'_{d0} T''_{d0} T_e) s^4 + (T'_{d0} T''_{d0} + T'_{d0} T_e + T''_{d0} T_e) s^3 + (T'_{d0} + T''_{d0} + T_e) s^2 + s} \quad (4.5)$$

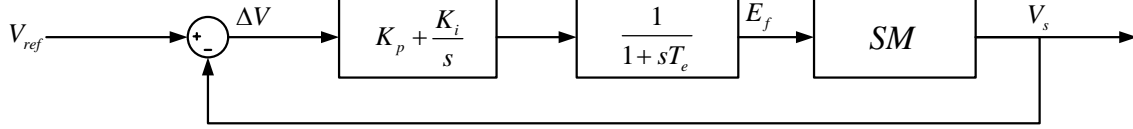


Figure 4.6 Fonction de transfert de la régulation de la tension

$$H_{BF} = \frac{H_{BO}}{1 + H_{BO}} \quad (4.6)$$

Les valeurs des gains sont en premier lieu déterminées par essais et erreurs à l'aide des fonctions de transfert basées sur des critères de conception généraux tirés de [28] et énoncés à la section 4.1.4. Elles sont ensuite ajustées avec le modèle implémenté dans EMTP-RV pour respecter les formes d'ondes disponibles.

4.1.3.2 Contrôleur de fréquence

Le contrôleur de fréquence permet d'ajuster la puissance mécanique de la machine synchrone afin de maintenir la fréquence à sa valeur nominale. L'équation (4.7) montre la relation entre la vitesse de rotation ω et l'équilibre entre la puissance mécanique P_m du générateur et la puissance électrique P_e demandée par la charge. Lors de grandes demandes de puissance électrique, le terme de droite devient négatif, entraînant une variation de la vitesse de rotation négative qui s'illustre par le ralentissement de la vitesse de rotation de la machine. La fréquence d'alimentation du réseau est directement couplée à la vitesse de rotation de la machine synchrone, donc lors d'un ralentissement de la vitesse de rotation, la fréquence d'opération diminue.

$$J \frac{d\omega}{dt} = P_m - P_e \quad (4.7)$$

La figure 4.7 montre la boucle de régulation de la fréquence. Contrairement à l'asservissement de la tension, l'action intégrale du correcteur est essentielle, car la fréquence constitue un paramètre crucial dans un réseau électrique et elle doit demeurer la plus stable et précise possible. Bien que les générateurs à fréquence variable ne comportent pas de gouverneur, la fréquence de l'APU est régulée et ce modèle servira de point de départ lors de sa modélisation dans une prochaine version du modèle global.

Le régulateur de fréquence est représenté par les blocs supérieurs de la figure 4.4. La valeur de la vitesse de rotation nominale est d'abord calculée à l'aide de la puissance nominale et du couple nominal. Dans le cas présent, cette étape de calcul est superflue étant donné que les éléments observés du modèle de la machine synchrone sont donnés en valeurs unitaires.

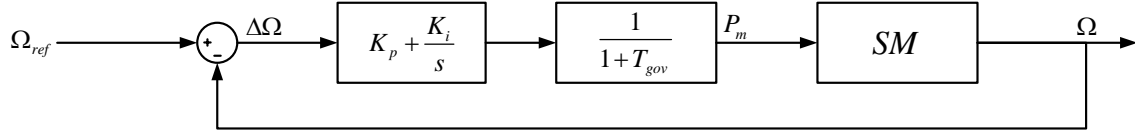


Figure 4.7 Fonction de transfert du contrôle de la fréquence

Une constante unitaire aurait été suffisante, mais l'utilisation du calcul permet une meilleure compréhension du modèle.

La vitesse de rotation observée dans le modèle de la machine synchrone est ensuite comparée à la valeur nominale calculée, tel que montrée à la figure 4.8. L'erreur est ensuite traitée par un correcteur proportionnel et intégral et passe par la fonction de transfert du gouverneur. La valeur de la puissance mécanique est limitée afin de demeurer à l'intérieur de valeurs réalistes que pourrait fournir un gouverneur réel.

4.1.4 Résultats

Après avoir validé le comportement de la machine avec le gabarit de tension de la figure 4.2 ainsi qu'avec la forme d'onde du démarrage de la pompe hydraulique, le choix final des gains et de la constante de temps du régulateur de la tension sont :

- $T_e = 10$ ms ;
- $K_p = 200$;
- $K_i = 450$.

Bien que ces valeurs aient été déterminées par essais et erreurs, la figure 4.9 montre la réponse à l'échelon du système idéalisé obtenue à l'aide du logiciel Matlab. On note les performances suivantes :

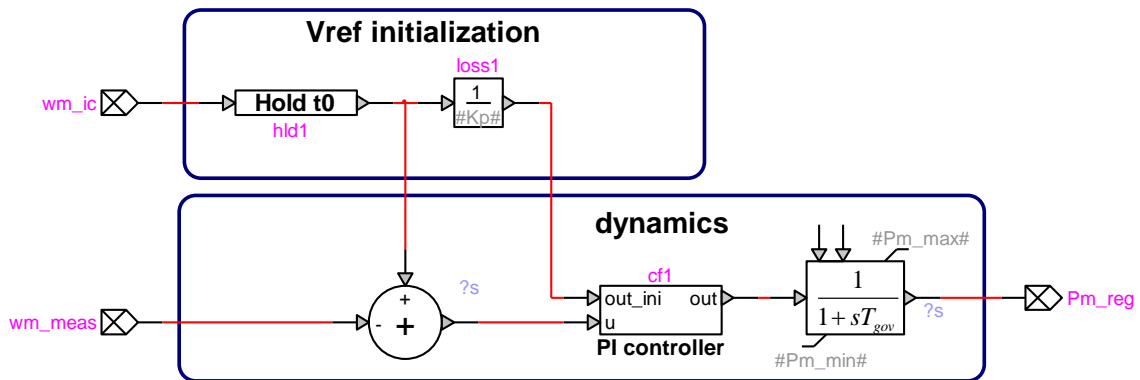


Figure 4.8 Schéma bloc de la composition interne du modèle de contrôle de fréquence

- dépassement de 27,4% ;
- temps de montée de 10,3 ms ;
- marge de gain 37 dB ;
- marge de phase de 61,1° ;
- facteur crête M_p de 3,29.

Les marges de gain et de phase généralement acceptées dans les réseaux électriques terrestres doivent être supérieures à 6 dB et à 40 degrés respectivement. Un dépassement entre 5 et 15% est acceptable et le facteur crête doit préférablement se situer entre 1,1 et 1,6 pour obtenir un système stable [28]. À la lumière des résultats, certaines caractéristiques ne respectent pas les critères de conception. Le dépassement de 27,4% et le facteur crête de 3,29 indiquent que le système aura tendance à être plus oscillant. Par contre, la fonction de transfert idéalise le comportement, ne tenant pas compte des amortisseurs présents dans le modèle EMTP-RV. On peut alors s'attendre à observer un dépassement inférieur à celui prévu par la réponse à l'échelon. Les marges de gain et de phase respectent largement les critères énoncés. On peut s'attendre à avoir une commande robuste venant compenser pour les autres critères de conception du régulateur. La réponse à l'échelon permet tout de même d'avoir une idée à propos de l'effet des grandeurs des constantes du correcteur. Le comportement du générateur doit avant tout répondre aux critères de conception énoncés précédemment.

Un des critères spécifié lors de la conception du générateur à fréquence variable est qu'il puisse être en mesure d'alimenter, à l'intérieur du gabarit de tension, sa charge nominale allant d'un facteur de puissance unitaire à un facteur de puissance de 0,75 en retard sur toute la gamme des fréquences d'opération [27]. La figure 4.10 montre la dynamique de la tension efficace à l'intérieur du gabarit de tension pour des charges à facteur de puissance unitaire et à 0,75 inductif. La charge passive utilisée pour la simulation est constituée d'une résistance pour la charge à facteur de puissance unitaire et d'une résistance en parallèle avec une inductance pour la charge inductive, dont les valeurs sont ajustées afin que le générateur délivre sa puissance nominale de 40 kVA. Dans tous les cas, la tension efficace demeure dans les limites permises. Pour le facteur de puissance unitaire, la fréquence a très peu d'influence sur le signal transitoire, mais présente une forme plus oscillante, tel que prévu par le facteur crête de la réponse fréquentielle. Pour une charge inductive, la chute de tension est supérieure pour les basses fréquences et l'oscillation de la tension s'amortit plus rapidement.

La figure 4.11 montre l'évolution des pires tensions transitoires à l'intérieur du gabarit de tension qui doit être respecté lors de l'enclenchement et du déclenchement de la pompe hydraulique. Elle montre aussi les tensions obtenues à la fréquence de 400 Hz, soit la fréquence nominale du modèle de la pompe. Les variations de la tension y sont beaucoup plus grandes. En effet, la chute de tension initiale est beaucoup plus importante pour une fréquence de 324

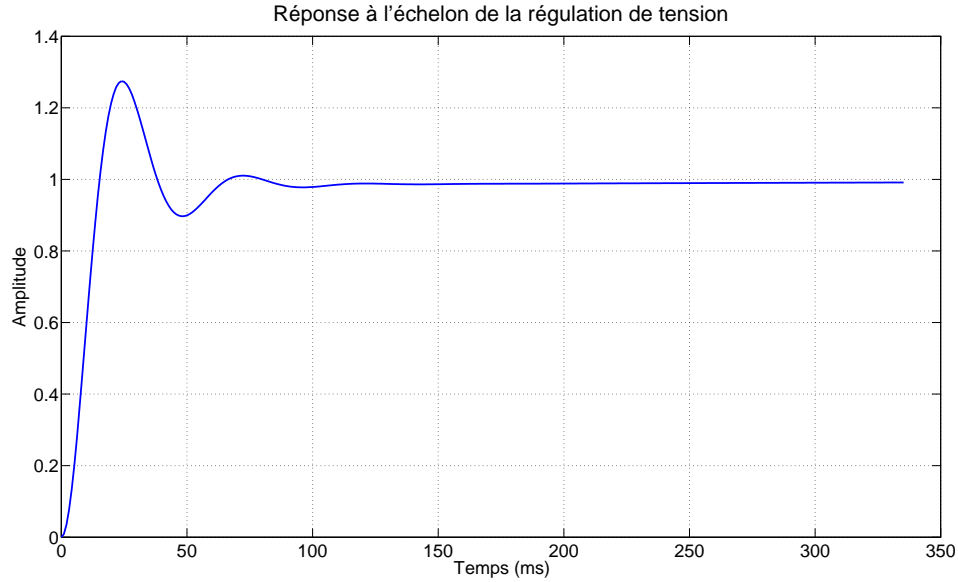


Figure 4.9 Réponse à l'échelon de la fonction de transfert idéalisée du système de régulation de la tension obtenue à l'aide de Matlab

Hz descendant à la limite de 80 VAC, alors que la surtension est la plus importante à 596 Hz montant à près de 143,8 VAC. Elles demeurent tout de même dans les limites de l'acceptable. On remarque que la tension est oscillante à 324 Hz, mais elle s'amortit suffisamment rapidement pour demeurer à l'intérieur des limites. Par contre, il faut mentionner que le modèle de la pompe employé a été modélisé avec précision pour une fréquence de 400 Hz. La section 4.2.4 présente les résultats en régime permanent pour les différentes fréquences d'opération.

Les valeurs des gains proportionnel et intégral ainsi que de la constante de temps du régulateur de fréquence ont été déterminées par essais et erreurs tout en se basant sur les résultats obtenus lors de l'ajustement du régulateur de tension. Les valeurs retenues sont :

- $K_p = 500$;
- $K_i = 3000$;
- $T_{gov} = 10$ ms.

Ces valeurs ont été ajustées de manière à obtenir une régulation de fréquence acceptable et en s'assurant de maintenir la stabilité du système lors de l'enclenchement et déclenchement des charges nominales. Des critères empiriques de conception pourront éventuellement être employés afin d'ajuster les contrôleurs avec plus de précision. Lors de la comparaison des formes d'ondes de la tension et du courant d'appel de la pompe à la figure 4.17, aucune déviation de fréquence n'était présente lors de l'enclenchement de cette dernière. Pour les générateurs couplés aux moteurs de l'avion, on considère que la vitesse n'est pas affectée

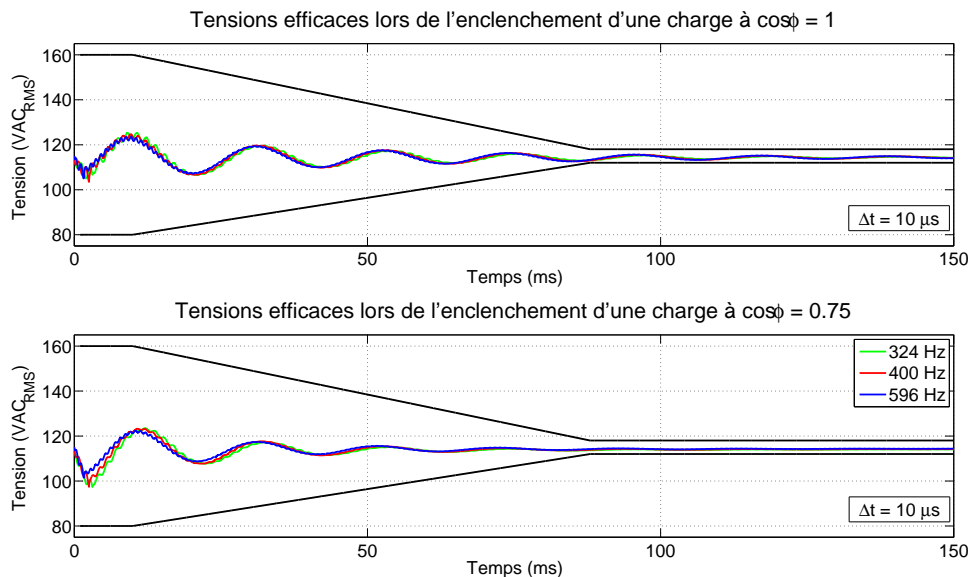


Figure 4.10 Tensions efficaces lors de l'enclenchement de charges passives à différentes fréquences

par la variation de la charge électrique étant donné la trop grande différence de puissance. Pour cette raison, ce contrôle ne sera pas employé dans le présent modèle du générateur à fréquence variable et une inertie infinie est utilisée afin de modéliser l'invariabilité de la vitesse de rotation des moteurs de l'avion. Par contre, pour l'avion plus électrique, cette simplification ne tiendra plus et il faudra tenir compte de la variation de la fréquence.

La figure 4.12 montre la dynamique de la tension efficace lors de l'enclenchement et le déclenchement de la pompe hydraulique sur un générateur qui alimente déjà une charge passive de 20 kVA à un facteur de puissance de 0,75 inductif. Les tensions efficaces sont très similaires à celles retrouvées sur la figure 4.11. En effet, le générateur ne semble pas avoir de problème quant aux chutes de tension et aux surtensions lors des démarrages en charge.

4.1.5 Conclusion

Finalement, un modèle d'un générateur a été créé à partir des données fournies par le manufacturier. Elles n'ont très probablement pas été obtenues à partir d'un générateur à fréquence variable, mais elles constituent un bon point de départ. L'amélioration de ce modèle passera par l'accès au générateur afin d'effectuer des essais de caractérisation ainsi que par le raffinement du modèle composé du générateur. L'accès à de l'information sur la régulation de la tension effectuée par les unités de contrôles serait aussi d'une très grande aide.

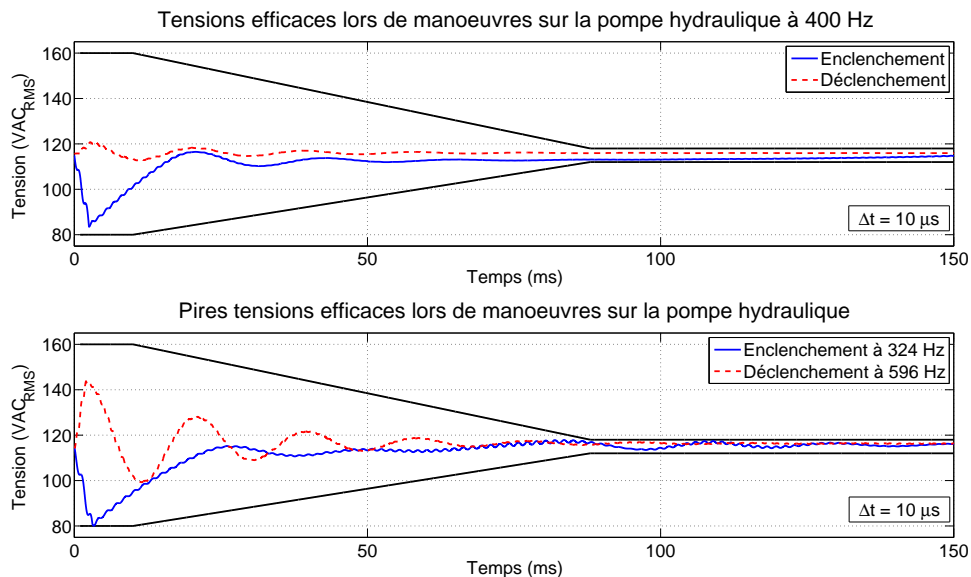


Figure 4.11 Pires tensions efficaces lors de l'enclenchement et du déclenchement de la pompe hydraulique

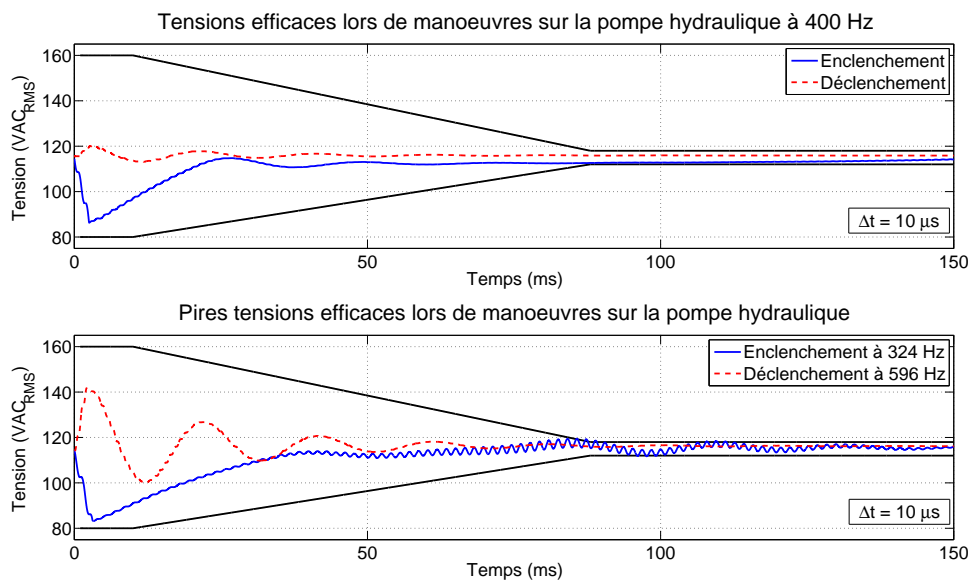


Figure 4.12 Pires tensions efficaces lors de l'enclenchement et du déclenchement de la pompe hydraulique avec charge inductive de 20 kVA

4.2 Pompes hydrauliques

La puissance hydraulique est encore très utilisée par les manufacturiers d'avion. Les pompes hydrauliques sont bien présentes dans l'architecture de l'avion. Dans le Global Express de Bombardier, elles sont au nombre de quatre. Elles sont entraînées par des moteurs électriques, donc leur modélisation dans le modèle global de l'avion est essentielle afin de bien représenter le comportement du réseau électrique. Elles représentent des charges entre 15 kVA et 20 kVA chacune lorsqu'elles fonctionnent à plein régime. Alimentées à partir de générateurs de 40 kVA, elles consomment, dans certaines conditions, jusqu'à environ 50% de la puissance disponible. Lorsqu'ajoutée à la demande des autres charges, la puissance totale se rapproche de la capacité limite des générateurs. Les pompes hydrauliques sont les charges ayant la plus grande influence sur la qualité de l'onde et la stabilité du réseau électrique. La capacité de plus en plus optimisée des générateurs est un élément qui devra être analysé avec beaucoup d'attention lors de la conception de l'avion plus électrique.

Comme ces pompes hydrauliques sont entraînées par un moteur électrique, il est naturel qu'elles soient modélisées par une machine asynchrone. Les paramètres du modèle de la machine sont déterminés à partir des données fournies par le manufacturier, n'étant pas disponible pour des essais de caractérisation. Certaines hypothèses de départ doivent être posées afin de circonscrire le problème et d'aboutir à une solution. Le manque d'information par rapport au nombre de paramètres à déterminer nécessite de faire appel à un algorithme de résolution itératif. Une fois ces paramètres trouvés, une validation du fonctionnement est effectuée et des pistes d'améliorations sont suggérées.

4.2.1 Spécification techniques

Les spécifications techniques fournies par le manufacturier mentionnent l'usage d'une machine asynchrone triphasée à fréquence variable qui entraîne une pompe hydraulique à volume variable et à débit compensé. Le modèle de cette machine est donc utilisé et son circuit équivalent permettra d'en déterminer les paramètres. Les informations de base tirées de [29] sont les suivantes :

- Fréquence d'opération (f_n) : 324 Hz à 596 Hz ;
- Tension d'alimentation (V_s) : 200 VAC (3-phase, ligne-ligne) ;
- Résistance statorique (R_s) : 0,154 (phase-phase à 400 Hz).

Ces informations sont très limitées et il est impossible de déterminer tous les paramètres d'une machine à partir de celles-ci. Il est essentiel de mentionner que l'unité de la valeur de la résistance statorique n'a pas été omise, mais plutôt qu'elle n'est pas spécifiée et fera partie des hypothèses de travail. Parmi les informations de base manquantes, il y a notamment :

- La puissance nominale (S_n);
- Le glissement et le couple nominal (s_n, C_n);
- Le nombre de paires de pôles (p);
- Le courant et le couple de démarrage (I_{ST}, C_{ST});
- L'efficacité à pleine charge (η).

D'autres informations sur le fonctionnement du moteur sont fournies afin d'aider à déterminer les paramètres. Pour certifier un avion, chaque fabricant doit effectuer une analyse des charges électriques présentes dans l'avion et regrouper leurs caractéristiques dans un même document [30]. Ce dernier apporte des informations sur le fonctionnement de la machine en régime permanent en fonction de la fréquence d'opération. Celles-ci sont présentées au tableau 4.2, où la puissance réactive et le courant ont été calculés à partir des autres données du tableau.

Tableau 4.2 Données d'opération en régime permanent de la pompe hydraulique (en charge et à vide) (tiré de [30])

Fréquence (Hz)	En charge				À vide			
	S (kVA)	P (kW)	Q (kvar)	I (A)	S (kVA)	P (kW)	Q (kvar)	I (A)
324	18,63	12,48	13,83	54	14,49	3,18	14,14	42
400	14,49	11,88	8,30	42	7,59	3,34	6,82	22
430	14,83	12,02	8,69	43	6,55	2,68	5,98	19
500	15,18	12,59	8,48	44	5,86	3,34	4,81	16
540	15,87	13,49	8,36	46	6,04	3,92	4,60	17,5
580	17,94	15,25	9,45	52	6,04	4,22	4,32	17,5

Le tableau 4.3 donne la valeur des courants en régime permanent en fonction du débit volumétrique et de la pression associée. Les valeurs du fonctionnement nominal manquent pour que ces données soient utilisables.

Tableau 4.3 Courant d'opération en fonction du volume et de la pression de la pompe hydraulique (tiré de [29])

Fréquence (Hz)	0 GPM	1 GPM	3 GPM	6.5 GPM
	@ 3000 PSI	@ 3000 PSI	@ 3000 PSI	@ 2850 PSI
324	42	43,6	46,8	54
400	22	24,5	29,6	44
430	19	21,5	27	45
500	17	19,3	25,5	46
540	17,5	21	28,3	48
583	18,5	22,2	30	54

Des valeurs empiriques décrivant le comportement transitoire du moteur de la pompe hydraulique sont montrées au tableau 4.4. Ces données sont interprétées de la façon suivante : en prenant comme référence la fréquence de 400 Hz, le courant d'appel lors du démarrage de la pompe hydraulique est au-dessus de 200 A pendant une période de temps maximale de 270 ms lorsque le moteur est alimenté à une tension réduite de 87 VAC (L-N) et à une température de -40°F .

Tableau 4.4 Données empiriques du régime transitoire de la pompe hydraulique ($V_s = 87$ VAC, -40°F)(tiré de [29])

Fréquence (Hz)	Courant maximum (A)	Durée maximale (s)
324	245	0,140
400	200	0,270
500	165	0,700
540	155	1,200
595	148	2,000

Enfin, les informations les plus sensibles concernant le comportement transitoire de la machine asynchrone sont présentées à la figure 4.13. Ces formes d'ondes permettent de comparer le comportement transitoire du démarrage du modèle de la pompe avec celui de la pompe réelle. Les mesures ont été prises au contacteur à la sortie du générateur, évitant ainsi toute chute de tension provoquée par l'impédance des câbles.

4.2.2 Hypothèses de travail

Malgré la grande quantité d'information disponible, il manque tout de même un bon nombre de données cruciales sur le fonctionnement du moteur, qui doivent être posées par hypothèse. Ce constat mène à l'utilisation du modèle de moteur le plus simple possible. En effet, bien qu'il soit souvent préférable de modéliser une machine asynchrone à l'aide d'un modèle à double cage [32], le peu d'information utilisable et disponible ne permet pas trouver l'ensemble des paramètres d'un tel modèle. Pour contourner cette difficulté, le modèle du moteur asynchrone à simple cage est préféré. La figure 4.14 montre le circuit équivalent d'une phase de ce modèle ainsi que les cinq paramètres à déterminer :

- R_s : la résistance statorique ;
- L_s : l'inductance de fuite au stator ;
- L_m : l'inductance de magnétisation ;
- L_r : l'inductance de fuite du rotor référée au stator ;
- R_r : la résistance rotorique référée au stator.

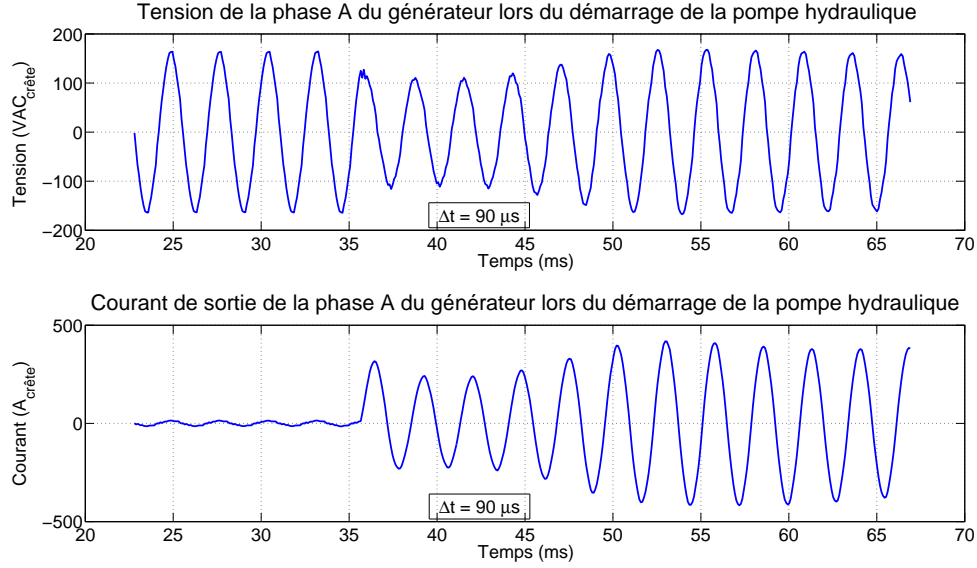


Figure 4.13 Ondes expérimentales de la tension et du courant de la phase A à la sortie du générateur lors du démarrage de la pompe hydraulique (tiré de [31])

Selon [25], il est possible de rapprocher le comportement de ce circuit équivalent à celui d'un moteur de type C (soit celui comportant une double cage) en posant l'hypothèse que $X_r = \frac{7}{3} X_s$. Il est aussi mentionné que, d'ordre général, les moteurs à faible glissement de type C et de puissance entre 1 et 200 hp ont un glissement nominal entre 3 et 5%. Bien que ces informations concernent des moteurs de type industriel opérant à une fréquence nominale de 60 Hz, elles constitueront un point de départ pour résoudre les paramètres pour ce modèle fonctionnant à une fréquence de 400 Hz.

Comme la valeur de la résistance statorique fournie par le manufacturier ne comportait pas d'unités précises, cette valeur est alors supposée en ohms $[\Omega]$, donnant ainsi une valeur réaliste.

Enfin, malgré la capacité du logiciel EMTP-RV à montrer le comportement sur une grande étendue de fréquence, la variation des paramètres en fonction de la fréquence d'opération en

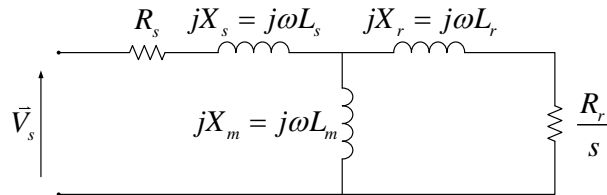


Figure 4.14 Circuit équivalent de la machine asynchrone à simple cage

régime permanent n'y est pas fidèlement représentée. Pour cette raison, le modèle est résolu à une fréquence de 400 Hz. Les résultats du fonctionnement à fréquence variable sont tout de même montrés, mais ne sont pas optimaux.

À partir de la forme d'onde du démarrage du moteur, le courant d'appel peut être approximativement déterminé. Ce dernier est d'environ 280 A, soit environ 6.5 fois le courant nominal d'opération à 400 Hz. Il faut souligner que, malgré la résolution du modèle à 400 Hz, le démarrage montré par la forme d'onde fournie est effectué à une fréquence d'environ 362 Hz. Le démarrage de la pompe hydraulique n'est pas la cause d'une diminution de la fréquence, car sur la forme d'onde de la figure 4.13, le générateur alimentait déjà une charge à 362 Hz avant l'enclenchement de la pompe.

Le résumé des hypothèses de départ est le suivant :

- Fréquence d'opération : 400 Hz ;
- Tension d'alimentation : 115 VAC ;
- Résistance statorique : 0,077 Ω par phase ;
- Glissement nominal : 3% ;
- Relation des inductances de fuite : $X_r = \frac{7}{3}X_s$;
- Courant de démarrage et maximal : $I_{max} \approx I_{ST} \approx 280 A$.

Les formes d'ondes de la tension et du courant lors du démarrage de la pompe hydraulique sont les principales exigences devant être rencontrées pour en valider le comportement. Ensuite, l'inertie est déterminée en utilisant la valeur de la période maximale pour le courant donné à une fréquence de 400 Hz et à tension réduite du tableau 4.4. Enfin, le moteur doit respecter la consommation de puissance active et réactive et par le fait même, le courant nominal présenté au tableau 4.2 pour la fréquence de 400 Hz.

4.2.3 Modèle

4.2.3.1 Modélisation de la charge hydraulique

Dans cette version du modèle, la charge hydraulique qu'entraîne le moteur électrique est approximée par une courbe typique couple-vitesse d'une pompe centrifuge. Il est difficile de trouver une courbe typique pour une pompe hydraulique à volume variable et à débit compensé. La figure 4.15 montre le couple mécanique appliqué à l'arbre de la machine asynchrone en fonction de sa vitesse. Comme le glissement et le couple nominal de la machine ne sont pas connus, un ajustement manuel du couple appliqué a été nécessaire afin d'obtenir un glissement de 3%, tel que posé par hypothèse. C'est pour cette raison que pour une vitesse angulaire de 1 pu, la valeur du couple appliqué est d'environ 0,58 pu.

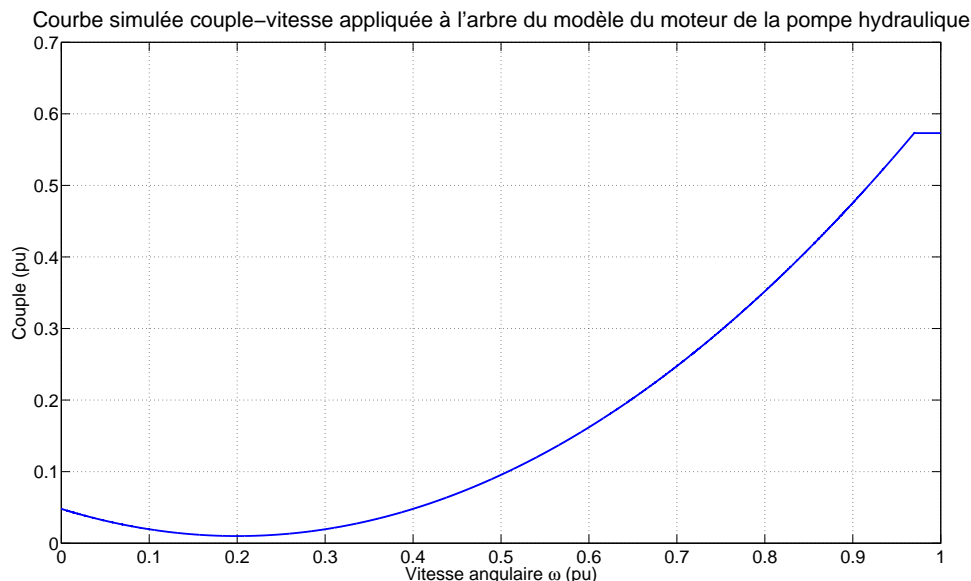


Figure 4.15 Couple appliqué à l’arbre du modèle de la machine asynchrone en fonction de sa vitesse de rotation

4.2.3.2 Méthode de résolution

Le circuit équivalent du moteur asynchrone à simple cage comporte cinq paramètres à déterminer en supposant que le glissement nominal est connu. En utilisant la valeur de la résistance statorique et la relation entre les inductances statorique et rotorique, le nombre de paramètres à déterminer diminue à trois. Malgré ce petit nombre, il peut être fastidieux de résoudre le système d’équations analytiquement. De plus, comme la majorité des données sont approximatives, la précision sur les paramètres obtenus n’est pas de mise. Plusieurs méthodes simples peuvent être employées pour résoudre le circuit équivalent de la machine. Parmi les méthodes les plus efficaces, celle ayant recours à l’algorithme de Newton-Raphson [32] permet d’obtenir des résultats très rapidement. Par contre, il faut initialiser l’algorithme suffisamment près de la solution finale pour qu’il converge. L’incertitude sur les données disponibles rend cette étape plus ardue. En plus, il est nécessaire d’avoir le même nombre d’équations indépendantes que de paramètres à déterminer. Enfin, l’obtention de la matrice Jacobienne est fastidieuse compte tenu de la complexité de certaines des équations à dériver.

Dans le cas présent, afin de contourner les difficultés mentionnées, un algorithme génétique inspiré de [33] est utilisé. Cet algorithme permet d’être plus flexible avec le nombre d’équations indépendantes. En effet, il est possible, contrairement à l’algorithme de Newton-Raphson, d’utiliser un nombre d’équations indépendantes différent du nombre de paramètres à déterminer. Bien sûr, la validité de la solution obtenue repose entièrement sur la qualité et

la quantité des équations utilisées. Tout de même, cette méthode est préférable en raison du peu de bonnes informations disponibles.

Le désavantage principal de cet algorithme est son facteur aléatoire. Comme la population initiale choisie est l'œuvre du hasard et malgré la sélection basée sur des critères bien précis, la création des nouvelles générations s'effectue par des croisements aléatoires. Enfin, il se peut que l'algorithme ne converge pas à cause d'une mauvaise population initiale.

Le but n'étant pas de détailler le fonctionnement de l'algorithme génétique employé, seules les grandes lignes menant à la résolution du problème sont exposées. Le principe de base de l'algorithme génétique a été développé par John Holland et popularisé par un de ses étudiants, David Goldberg [34]. La figure 4.16 montre l'organigramme général de l'algorithme génétique implanté dans le logiciel Matlab. Son type binaire lui permet de facilement manipuler les paramètres lors des mariages de solutions et des mutations. Dans le cas présent, trois paramètres doivent être résolus à l'aide de l'algorithme, soit X_s, X_m et R_r . Ces trois paramètres sont représentés par des mots (appelés « chromosomes ») de 18 bits. La solution (appelé « individus ») comporte donc trois chromosomes de 18 bits chacun pour un total de 54 bits.

Ensuite, chaque paramètre se voit attribuer une plage $[x_{min}, x_{max}]$ dans laquelle la valeur finale doit se trouver. Le mot binaire (x_{bin}) est transformé en valeur décimale (x_{dec}) permettant ainsi d'en calculer le ratio. La valeur des paramètres est déterminée selon la formule (4.8).

$$x = x_{min} + (x_{max} - x_{min}) \frac{x_{dec}}{2^{nb_{bits}}} \quad (4.8)$$

Une fois les paramètres déterminés, trois équations sont utilisées afin d'évaluer la validité de chaque solution. Les équations (4.9) à (4.12) permettent de calculer les erreurs relatives sur les puissances actives et réactives nominales.

$$\vec{Z}_{eq} = (R_s + jX_s) + \frac{jX_m(\frac{R_r}{s} + jX_r)}{\frac{R_r}{s} + j(X_m + X_r)} \quad (4.9)$$

$$\vec{I}_s = \frac{\vec{V}_s}{\vec{Z}_{eq}} \quad (4.10)$$

$$\Delta P_n = \frac{|P_n - Re\{3\vec{V}_s \vec{I}_s^*\}|}{P_n} \quad (4.11)$$

$$\Delta Q_n = \frac{|Q_n - Im\{3\vec{V}_s \vec{I}_s^*\}|}{Q_n} \quad (4.12)$$

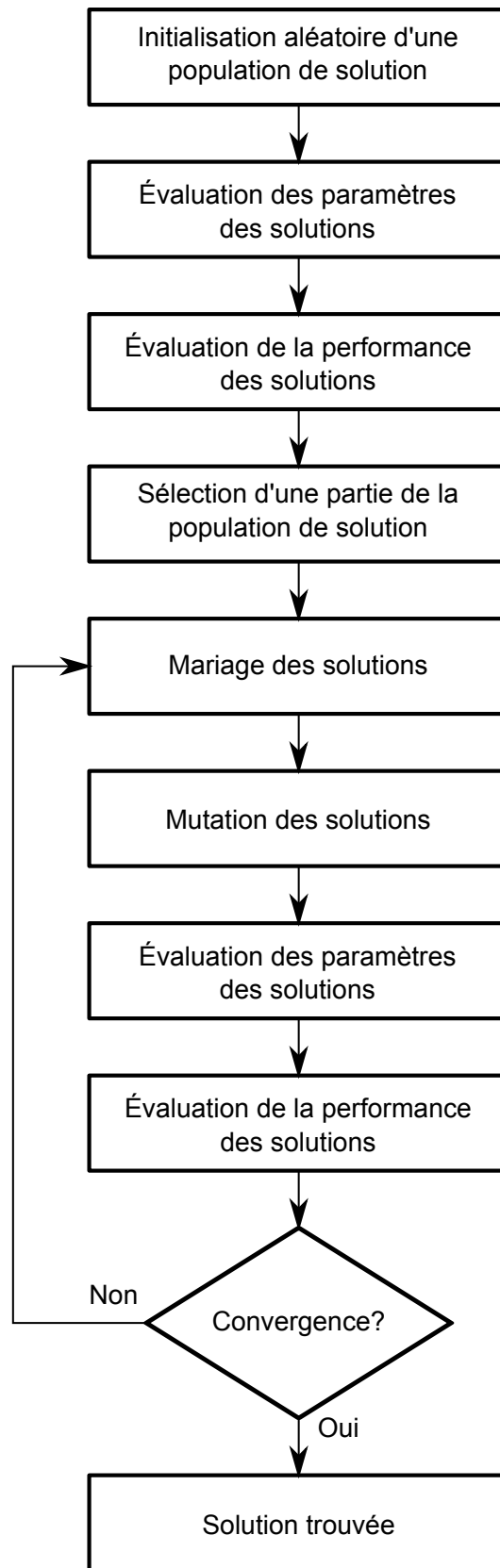


Figure 4.16 Organigramme de l'algorithme génétique implémenté à l'aide de Matlab

Les équations (4.13) à (4.15) permettent de calculer l'erreur relative sur le courant d'appel au démarrage du moteur. Comme le courant d'appel est déterminé approximativement, cette équation offre un certain degré de liberté afin d'ajuster le comportement transitoire du modèle.

$$\vec{Z}_{eq} = (R_s + jX_s) + \frac{jX_m(R_r + jX_r)}{R_r + j(X_m + X_r)} \quad (4.13)$$

$$I_{ST} = \left| \frac{\vec{V}_s}{\vec{Z}_{eq}} \right| \quad (4.14)$$

$$\Delta I_{ST} = \frac{|I_{ST_n} - I_{ST}|}{I_{ST_n}} \quad (4.15)$$

Les solutions sont ensuite classées en ordre de performance et seulement la portion de la population de solutions la plus performante est gardée. Celles retenues sont mariées afin de créer une nouvelle génération de solutions. Parmi cette nouvelle génération, des mutations sont incorporés afin de leur donner une chance de converger vers de nouvelles valeurs. La performance de cette nouvelle génération est évaluée et le processus itératif continu jusqu'à l'obtention d'une solution ayant une performance répondant au critère de sélection.

4.2.4 Résultats

Cette démarche consiste en une première tentative de modélisation des pompes hydrauliques. Il faut noter que le comportement du modèle du moteur des pompes est grandement influencé par le modèle des générateurs à fréquence variable. C'est pour cette raison qu'ils sont développés de concert.

Comme le courant de démarrage alloue un degré de liberté, le circuit équivalent de la machine asynchrone est résolu pour trois cas différents. Les valeurs des paramètres sont présentées au tableau 4.5. Comme l'algorithme travaille sur un intervalle et que l'erreur relative est fixée à 0.1%, les valeurs présentées dans le tableau sont le résultat de moyennes de plusieurs solutions obtenues.

Plusieurs essais ont dû être effectués afin de déterminer la combinaison des paramètres permettant la reproduction la plus fidèle des courbes de démarrage de la pompe réelle. La combinaison des valeurs choisie est celle dont le courant d'appel est de 250 A. Le résultat de la comparaison est montré à la figure 4.17. L'aspect général du comportement transitoire y est sensiblement bien reproduit. L'amplitude de la forme d'onde du courant au début du démarrage est quelque peu différente. Cette disparité s'explique principalement par la courbe de charge appliquée à l'arbre de la machine asynchrone. En effet, pour bien la reproduire,

Tableau 4.5 Paramètres résolus du modèle de la machine asynchrone entraînant la pompe hydraulique

I_{ST} (A)	280	250	200
R_s (Ω)	0,077	0,077	0,077
X_s (μH)	46,476	53,33	68,975
X_m (mH)	2,146	2,213	2,395
X_r (μH)	108,445	124,437	160,941
R_r (Ω)	0,093476	0,092517	0,090275

il est nécessaire d'investiguer plus en profondeur la modélisation hydraulique. Par contre, il serait important de savoir si le gain engendré par cette modélisation de la charge en vaut les efforts nécessaires.

Une autre explication plausible concerne le modèle de la machine asynchrone lui-même. Les paramètres du modèle peuvent dépendre de la fréquence d'opération et le modèle ne peut le gérer automatiquement. À l'heure actuelle, des paramètres devraient être déterminés pour chacune des fréquences d'opération et modifiés manuellement dans le modèle lorsque nécessaire.

Une fois les formes d'ondes de courant et de tension, lors du démarrage du moteur, simulées similaires à celles du moteur réel, le temps du démarrage est utilisé afin d'ajuster la valeur de l'inertie. En effet, n'étant pas une donnée disponible, il est nécessaire d'utiliser un moyen détourné pour la déterminer. La variation de ce paramètre modifie le temps de démarrage du moteur. La figure 4.18 montre le respect du temps de démarrage à tension réduite du moteur, tel que montré dans le tableau 4.4.

Le tableau 4.6 montre les résultats du fonctionnement de la machine asynchrone en régime permanent à diverses fréquences. Les calculs des erreurs relatives par rapport aux données des tableaux précédents y sont aussi présentés. Il faut noter que lors des simulations à des fréquences différentes de 400 Hz, seules les valeurs des fréquences des modèles de la machine de la pompe hydraulique et de la machine du générateur sont modifiées. Sans cet ajustement de la fréquence du modèle de la machine de la pompe, son glissement augmente entre 10 et 20%, ce qui n'est pas réaliste.

Les erreurs relatives inférieures à 1% pour la simulation à 400 Hz montrent que les paramètres de la machine ont bien été résolus pour cette fréquence d'opération. Lorsque celle-ci est modifiée, les erreurs augmentent considérablement. Au-dessus de 400 Hz, les erreurs relatives sont moins importantes que lorsque la fréquence est en dessous. Le tableau montre les résultats jusqu'à une fréquence de 580 Hz, car il n'y a pas de données en régime permanent au-delà de cette valeur.

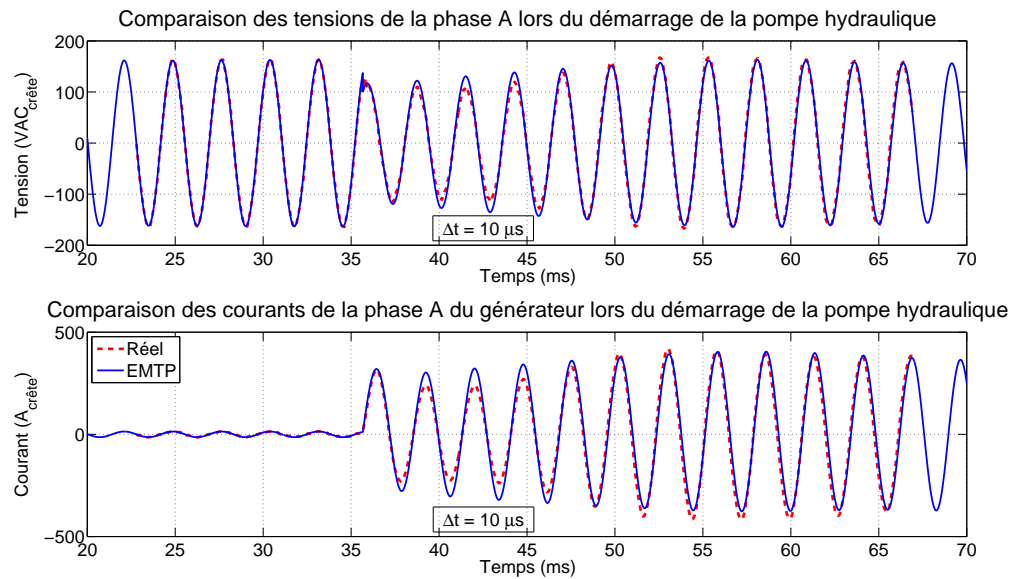


Figure 4.17 Comparaison de la tension et du courant de la phase A lors du démarrage de la pompe hydraulique

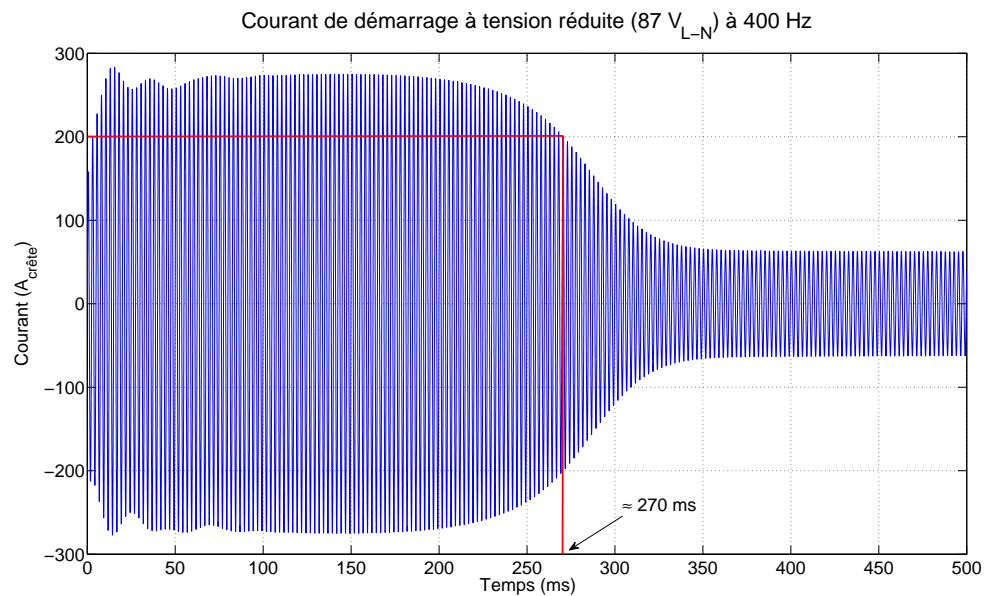


Figure 4.18 Courant de démarrage du modèle du moteur à tension réduite ($87 V_{L-N}$)

Tableau 4.6 Résultats du fonctionnement du modèle de la machine asynchrone en régime permanent à différentes fréquences

Fréquence (Hz)	324		400		500		580	
	Valeur	Erreur (%)	Valeur	Erreur (%)	Valeur	Erreur (%)	Valeur	Erreur (%)
Tension (VAC)	115,47	0,00	115,47	0,00	115,47	0,00	115,47	0,00
Courant (A)	33,1	38,80	41,9	0,24	42,7	2,98	42,2	18,85
Glissement (%)	1,74	42,00	2,97	1,00	3,22	7,33	3,27	9,00
Puissance active (W)	7199	42,31	11879	0,1	12621	0,25	12612	17,30
Puissance réactive (var)	8902	35,64	8341	0,49	7710	9,08	7382	21,78

4.2.5 Conclusion

Somme toute, un modèle de moteur entraînant une pompe hydraulique a pu être créé pouvant opérer à une fréquence nominale de 400 Hz avec une précision adéquate compte tenu de la quantité et la qualité des informations disponibles. L'amélioration du modèle passera par la révision de la modélisation de charge hydraulique appliquée à l'arbre de la machine asynchrone, l'analyse et la révision si nécessaire de l'implémentation du modèle de machine asynchrone dans EMTP-RV pour le fonctionnement à fréquence variable et par l'accès au moteur réel utilisé dans le réseau électrique de l'avion.

4.3 Transformateur redresseur (TRU)

La très grande majorité des équipements avioniques requièrent un signal continu afin de remplir leurs fonctions. Comme la génération dans le réseau électrique de l'avion étudié est alternative, il est nécessaire de transformer le signal alternatif en signal continu. On fait donc appel à des transformateurs redresseurs, communément appelés par leur acronyme anglais « TRU ». Il existe plusieurs types de montage pour cet équipement et le choix dépend du cahier des charges du concepteur du réseau électrique de l'avion. En raison de leur nature, ils représentent des équipements importants à modéliser, car ils injectent des harmoniques dans le courant de la source pouvant en dégrader considérablement la qualité.

Parmi les premières générations de TRU, on retrouve de simples redresseurs à 12 diodes. De par leur nature commutative, les TRU injectent des paires d'harmoniques de rang « $n-1$ » et « $n+1$ », où « n » est un multiple du nombre de diodes présentes à l'intérieur des ponts. Afin de repousser l'ordre des harmoniques injectés, les concepteurs vont opter pour des redresseurs à 18 diodes en utilisant un autotransformateur [19].

Si l'augmentation du nombre de diodes dans un redresseur améliore la qualité du signal alternatif en pratique, il allonge le temps de simulation lors de leur modélisation. En effet, les diodes agissent tels des interrupteurs, ce qui nécessite plus d'opérations lors de la simulation. Ce n'est pas un problème pour la simulation à temps différé, mais cela le devient lorsqu'on désire faire le saut en simulation en temps réel, où la vitesse de résolution du modèle est cruciale. Pour cette raison, de nombreux efforts sont faits afin de développer des modèles fonctionnels de TRU permettant de représenter son comportement général. Si ce type de modèle est idéal pour les études de stabilité ou la vérification d'automatisme, il ne l'est pas pour l'étude de la qualité de l'onde et le comportement transitoire. La modélisation fonctionnelle ne prend pas en compte la nature commutative des diodes, éliminant ainsi l'injection des harmoniques dans le signal alternatif. Dans le présent modèle, il n'a pas été jugé bon de développer ce type de modèle, car le temps de simulation n'est pas une contrainte.

4.3.1 Spécifications techniques

La figure 4.19 est tiré de [35] et montre le schéma électrique des TRU utilisés dans le Global Express. Leur modélisation est basée sur les spécifications techniques du manufacturier. Les TRU sont principalement composés d'un filtre d'interférence électromagnétique (EMI) pour contrôler les interférences conduites, d'un transformateur triphasé à cinq enroulements isolant le système alternatif du système continu et de quatre ponts de diodes redressant le courant. Des condensateurs de filtrage à la sortie des ponts de diodes réduisent les harmoniques causant des oscillations dans le signal continu. Une résistance parallèle aide au contrôle de la tension dans les conditions de surcharge et sans charge [24]. Enfin, une inductance d'interphase est utilisée pour absorber la tension différentielle entre les enroulements du transformateur d'isolation.

Les TRU doivent pouvoir fournir 150 A à une tension de 28 VDC en régime permanent. Chaque TRU est donc d'une puissance d'environ 4200 W. Comme la génération de puissance est à fréquence variable, les TRU doivent pouvoir opérer sur la même gamme de fréquence, soit de 324 à 596 Hz. Ils doivent être en mesure de tenir une tension en régime permanent entre 24,5 VDC et 29,5 VDC pour les charges allant du fonctionnement à vide au fonctionnement à charge nominale. Selon les spécifications du manufacturier, l'oscillation de tension doit être inférieure à 2,4 V crête à crête [35]. Comme tout appareil électrique présent à l'intérieur de l'avion doit répondre aux exigences présentes dans la norme MIL-STD-704 [36], les figures 4.20 et 4.21 montre les enveloppes des tensions en régime transitoires et permanent que doivent respecter les systèmes qui opèrent à 28 VDC tirées de [36].

Le schéma de la figure 4.19 et les valeurs fournies par le manufacturier permettent de reproduire aisément cette architecture. Le TRU comporte 24 diodes. Par contre, il faut porter attention au schéma, car il s'agit simplement de deux redresseurs à 12 diodes parallélisés pour réduire le courant circulant dans les semi-conducteurs. Les harmoniques retrouvées dans le signal alternatif seront donc du douzième ordre. Bien que les valeurs de la majorité des composants soient données, il n'y a aucune information concernant le transformateur à cinq enroulements et l'inductance d'interphase. De plus, l'équipement en question n'est pas disponible pour effectuer des essais de caractérisation. Il faut donc passer par une étape de conception basée sur les exigences précédemment énoncées.

4.3.2 Modèle

La modélisation du TRU est facilitée par l'accès au schéma détaillé de sa structure interne aux valeurs de la majorité des éléments. Seuls le transformateur d'isolation et l'inductance d'interphase ne nous ont pas été spécifiés. Ils seront alors déterminés à partir des critères de

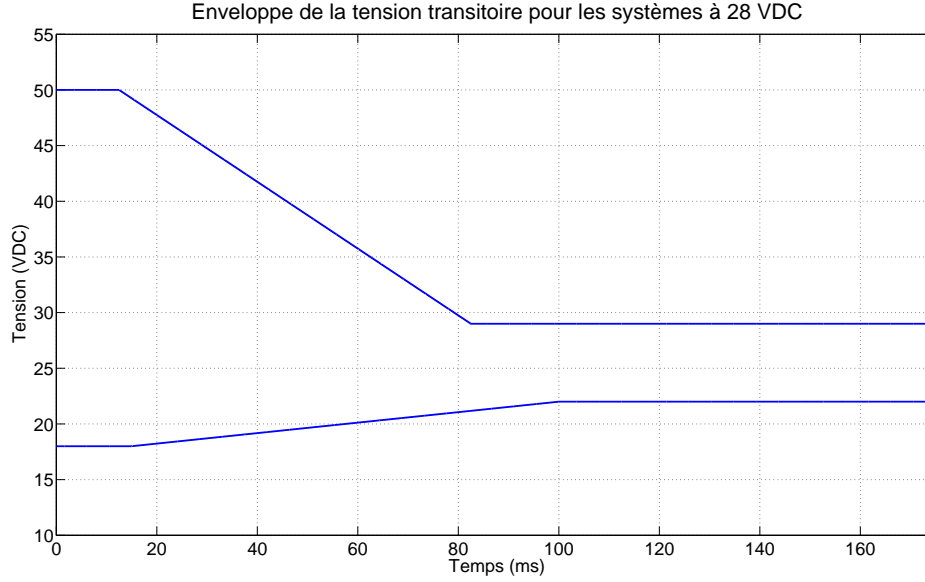


Figure 4.20 Enveloppe de la tension transitoire des systèmes opérant à 28 VDC (tiré de [36])

4.3.2.1 Transformateur d'isolation

Le transformateur d'isolation doit fonctionner sur toute la plage de fréquence allant de 324 Hz à 596 Hz. Afin d'éviter de modifier manuellement la valeur du modèle du transformateur à chaque simulation où la fréquence diffère, une modélisation à une fréquence unique a été choisie. Un transformateur doit être choisi pour fonctionner à la plus basse fréquence du réseau, soit 324 Hz dans le cas présent. Un transformateur ne peut pas opérer à une fréquence inférieure à celle pour laquelle il a été conçu, car ces derniers doivent comporter plus de matériau ferromagnétique afin d'éviter d'être saturés et conséquemment, de générer des harmoniques [25].

La tension primaire des transformateurs est de 200 VAC ligne-ligne. Celle au secondaire doit être telle qu'à la sortie des ponts de diodes, la tension continue soit de 28 VDC. L'équation (4.16) montre la relation entre la tension alternative d'entrée d'un pont de diode et la tension continue en sortie. Pour obtenir 28 VDC à la sortie, il est donc nécessaire d'avoir une tension de 20,73 VAC à l'entrée.

$$v_{dc} = \frac{3}{\pi} \sqrt{2} v_{RMSLL} \quad (4.16)$$

Ensuite, les valeurs d'impédance du modèle ont été déterminées à partir de celles mises par défaut et ajustées par essais et erreurs pour obtenir les meilleurs résultats possibles. Finalement, la résistance de mise à la terre de très grande valeur « R3 » au secondaire du

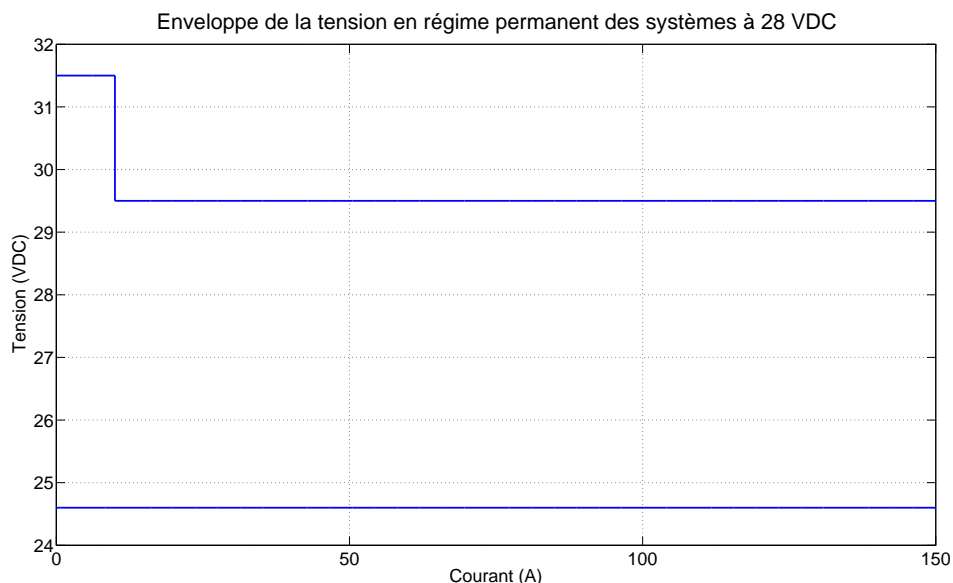


Figure 4.21 Enveloppe de la tension en régime permanent des systèmes opérant à 28 VDC (tiré de [36])

transformateur Dy de la figure 4.22 n'est présente que pour créer un point de référence dans logiciel de simulation.

4.3.2.2 Inductance d'interphase

Le TRU montré à la figure 4.19 utilise deux redresseurs à 12 impulsions en parallèle, alors que le modèle de la figure 4.22 n'en utilise qu'un seul. Les résultats sont les mêmes si ce n'est que de la quantité de courant dans chaque redresseur qui est plus grande dans le modèle. Pour créer les 12 impulsions, deux secondaires de nature différente sont utilisés afin de créer un déphasage de 30° entre eux. Pour les paralléliser, une inductance d'interphase est utilisée pour absorber la tension différentielle entre les deux configurations. Dans le but de sauver de l'espace et du poids, les manufacturiers vont utiliser des autotransformateurs avec un point milieu. Pour ce modèle, l'utilisation de deux inductances non couplées est suffisante.

L'inductance d'interphase a une très grande influence sur le signal de sortie. L'amplitude de l'oscillation de la tension continue est un des effets majeurs. Plus la valeur de l'inductance est grande, moins l'amplitude de cette oscillation est importante. Par contre, plus elle est grande, plus elle emmagasine de l'énergie et lors du retrait de grosses charges, les surtensions observées sont non négligeables. Il en est de même pour la chute de tension à l'enclenchement d'importantes charges. Plus l'inductance est grande, plus la chute de tension est importante. Il est donc nécessaire de trouver un juste milieu permettant d'obtenir de bons résultats. Pour

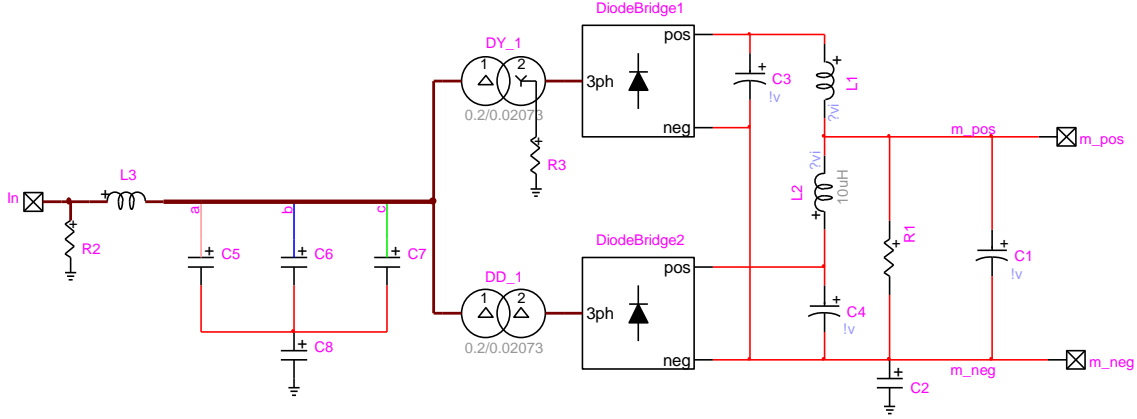


Figure 4.22 Schéma du modèle du TRU tel qu'implémenté dans le logiciel EMTP-RV

ce faire, le profil de la tension transitoire à la sortie du TRU lors de l'enclenchement de la charge nominale de 150 A doit respecter l'enveloppe montrée à la figure 4.20 pour tout le spectre des fréquences d'opération. L'oscillation de la tension continue devra respecter le critère déjà mentionné d'un maximum de 2,4 VAC crête à crête. Enfin, la tension continue en régime permanent doit demeurer à l'intérieur de l'enveloppe de la figure 4.21 pour toutes les fréquences d'opération et les différentes charges.

La figure 4.22 montre qu'une valeur de $10 \mu\text{H}$ pour chacune des inductances permet de répondre à tous ces critères. Elle représente la valeur milieu entre le critère des limites des tensions transitoires et celui de l'oscillation de la tension continue en charge nominale.

4.3.3 Résultats

Le manque d'information concernant le transformateur d'isolement et l'inductance d'interphase a exigé une étape d'ajustement des paramètres. Les figures suivantes montrent les performances du TRU lorsqu'il est utilisé seul hors du modèle général du circuit électrique de l'avion et alimenté par le modèle du générateur détaillé à la section 4.1. Un câble ayant une résistance de $100 \text{ m}\Omega$ et une inductance de $30 \mu\text{H}$ a été ajouté entre la source et le TRU afin de représenter la chute de tension retrouvée à l'intérieur du réseau électrique de l'avion. Ces valeurs ont été déterminées approximativement.

Le premier graphique de la figure 4.23 montre les oscillations de la tension continue à différentes fréquences d'opération pour le TRU montré à la figure 4.22. Sur le deuxième graphique, les condensateurs du filtre d'entrée et les deux condensateurs de $56 \mu\text{F}$ aux sorties des ponts de diodes sont retirés. L'oscillation de la tension est beaucoup plus propre dans le cas où les filtres sont absents (voir les courbes de la fréquence de 324 Hz). De plus, le taux de distorsion harmonique dans le courant alternatif d'entrée est inférieur pour le TRU sans

filtre comme le montre le tableau 4.7. Ce phénomène est causé par les éléments non spécifiés présent dans le circuit du TRU, notamment l'inductance d'interphase. Dans le cas présent, l'utilisation d'inductances découplées fait en sorte que la 24^e harmonique est plus importante pour les fréquences autour de 300 Hz. L'onde observée à 324 Hz sur la figure 4.23 est le résultat de la présence de la 12^e et la 24^e harmonique d'amplitude équivalente. L'utilisation d'inductances couplées (qui présente des composantes mutuelles) permet d'améliorer la qualité du signal de sortie en réduisant considérablement la présence de la 24^e harmonique, tel que montré à la figure 4.24. En revanche, comme il n'y a aucune information sur cet élément, les simulations subséquentes utiliseront le modèle de TRU sans les deux filtres et avec les inductances non couplées. Les différences engendrées par ce choix ne sont pas considérables du point de vue de son comportement.

Tableau 4.7 Taux de distorsion harmonique du courant d'entrée du TRU avec et sans filtre pour différentes fréquences d'opération

Fréquence (Hz)	324	400	596
THD avec filtre	14,07%	14,42%	17,65%
THD sans filtre	9,70%	9,58%	9,18%

Ensuite, c'est à la plus basse fréquence d'opération que l'amplitude de l'oscillation observée est maximale. La fréquence de l'oscillation de la tension continue est égale à douze fois la fréquence du signal à l'entrée du TRU. L'impédance des câbles en amont étant plus grande pour des fréquences plus élevées, la tension de sortie diminue avec l'augmentation de la fréquence.

La figure 4.25 montre le spectre fréquentiel du courant alimentant le TRU pour les harmoniques ayant une amplitude supérieure ou près de 1%. Les harmoniques impaires de part et d'autre des composantes multiples de 12 sont bien présentes. Le tableau 4.8 montre les valeurs des amplitudes de ces harmoniques et permet de calculer une approximation du taux de distorsion harmonique, tel que présenté à l'équation (4.17). Le taux de distorsion dans le courant alternatif à 400 Hz est approximativement 9,58%, ce qui est supérieur à la limite de 5% dictée par les normes aéronautiques [36], mais normal pour un redresseur à pont de diodes sans filtrage à l'entrée.

$$THD = \frac{I_{harms}}{I_1} = \frac{\sqrt{I_{11}^2 + I_{13}^2 + I_{23}^2 + I_{25}^2 + \dots}}{I_1} \quad (4.17)$$

La figure 4.26 montre un agrandissement de la tension continue transitoire lors de l'enclenchement d'une charge de 150 A à la sortie du TRU pour différentes fréquences d'opération. Les chutes de tension observées pour les trois fréquences d'opération sont très près de la

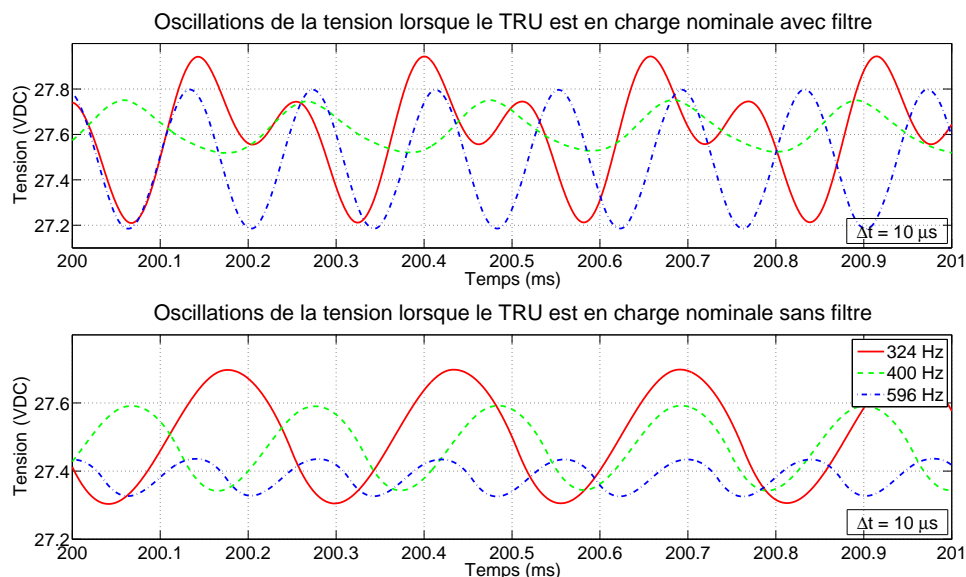


Figure 4.23 Comparaison des oscillations de la tension continue à différentes fréquences pour un TRU avec et sans filtre en l'entrée et en sortie

limite permise par le gabarit de la tension de la figure 4.20. La tension pour les fréquences d'opération de 324 Hz, 400 Hz et 596 Hz sont légèrement hors limite à respectivement 16,9 VDC, 17,3 VDC et 17,6 VDC. La figure 4.27 montre, à l'inverse, la tension continue transitoire lors du retrait de la charge de 150 A. Une surtension est observée et provoquée par l'énergie absorbée par les bobines présentes, mais demeure largement à l'intérieur du gabarit de tension. L'amplitude ainsi que la durée de la transitoire observée au retrait de la charge nominale sont influencées par la valeur de l'inductance d'interphase ainsi que par celle du condensateur de filtrage à la sortie du TRU. Plus la valeur du condensateur augmente, plus

Tableau 4.8 Amplitudes des harmoniques injectés dans le courant alternatif

Harmonique	Fréquence (Hz)	Amplitude (A)	%
1^{er}	400	17,4877	100,00
11^e	4400	1,3124	7,50
13^e	5200	0,8549	4,89
23^e	9200	0,3475	1,99
25^e	10000	0,2894	1,65
35^e	14000	0,1033	0,59
37^e	14800	0,0932	0,53
47^e	18800	0,0618	0,35
49^e	19600	0,0543	0,31

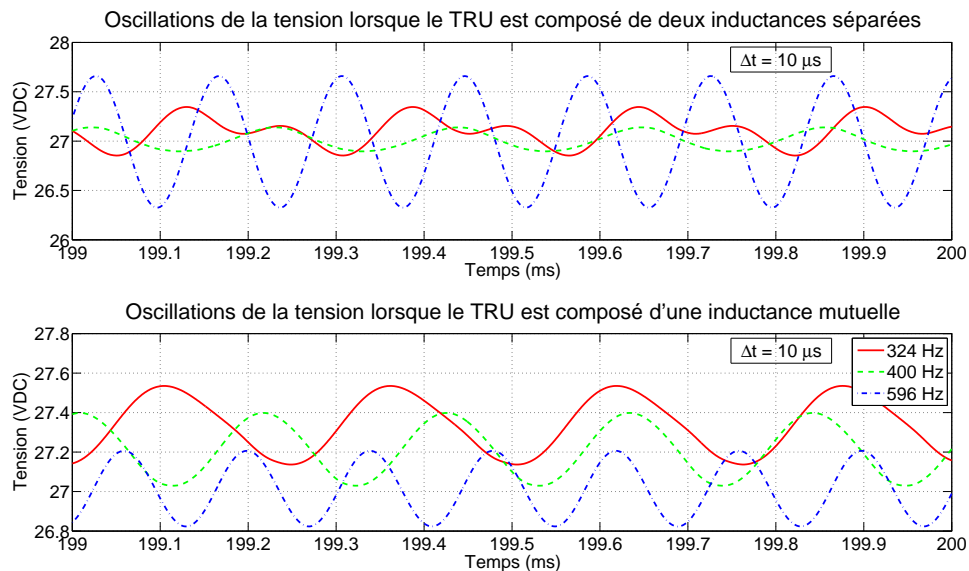


Figure 4.24 Comparaison des oscillations de la tension continue à différentes fréquences pour un TRU avec inductances non couplées et avec inductances couplées

l'amplitude de la transitoire diminue, mais plus sa durée augmente. Le condensateur a un effet inverse sur les performances transitoires alors que l'inductance d'interphase les augmente lorsque sa valeur augmente. Comme la valeur du condensateur de filtrage est fournie, celle-ci est gardée telle quelle et seule celle de l'inductance d'interphase est ajustée empiriquement.

Le tableau 4.9 montre les valeurs des tensions de sortie du TRU minimales et maximales en régime permanent pour différentes valeurs de charge. L'oscillation étant maximale à basse fréquence, la fréquence d'opération du signal à l'entrée est de 324 Hz. Le tableau montre aussi les tensions en régime permanent pour des courants de surcharge de 180 A, 300 A et 600 A. Les tensions en régime permanent doivent demeurer à l'intérieur du gabarit montré à la figure 4.21 pour des charges allant de 0 à la charge nominale de 150 A. Les tensions minimales pour les surcharges énoncées doivent être de 22,5 VDC, 19,5 VDC et 12 VDC respectivement. Le TRU modélisé respecte le gabarit de tension tel que montré à la figure 4.28. Il respecte aussi les critères quant à l'alimentation de surcharge. Ces performances ne sont pas surprenantes, car le modèle présente très peu de composants non idéaux.

La figure 4.28 montre aussi l'oscillation de la tension continue pour différentes valeurs de charge. Les spécifications du fabricant demandaient à ce que cette oscillation ne soit pas supérieure à 2,4 VAC crête à crête. Or, sur cette figure, l'oscillation demeure bien en deçà de la limite dépassant légèrement 1 VAC crête à crête pour de faibles charges. On remarque dans cette figure que l'oscillation devient plus importante autour de 30 A. En effet, lorsque la

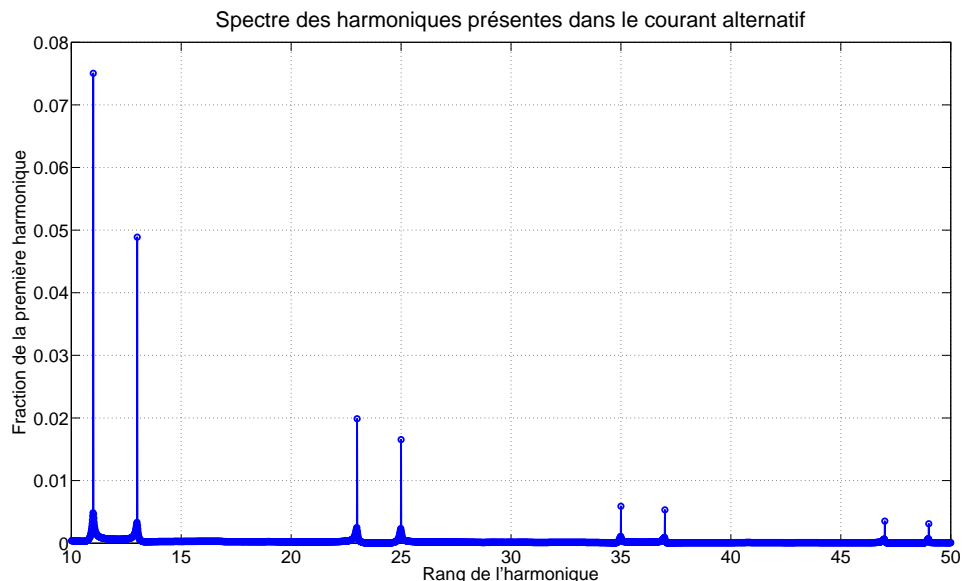


Figure 4.25 Spectre fréquentiel du courant à l'entrée du TRU

charge se situe autour de cette valeur, la tension continue tombe dans un régime permanent différent montré dans le premier graphique de la figure 4.29 où les oscillations ne sont plus de la même amplitude. Cette forme d'onde est le résultat de l'apparition d'une composante fréquentielle du 6^e rang comme le montre la figure 4.30. La tension continue à la charge nominale ne comporte qu'un harmonique à 3888 Hz, soit douze fois la fréquence de base. Dans le cas de la charge de 30 A, un harmonique de 1944 Hz est superposé à l'harmonique de 3888 Hz.

Ce comportement est engendré par le type de modèle de diode utilisé. La première forme d'onde de la figure 4.29 est obtenue à l'aide du TRU dont les ponts de diodes sont construits avec les diodes idéales montrées à la figure 4.31a. La deuxième forme d'onde de la figure 4.29 montre le régime permanent espéré. Le TRU employé est composé de ponts de diodes utilisant les diodes non-linéaires de la figure 4.31b. Dans ce deuxième cas, le comportement de la diode est simulée par une résistance variable dont la courbe tension-courant permet d'éliminer la discontinuité que présente le modèle idéal.

La figure 4.32 montre un phénomène numérique. Lors de l'augmentation du pas de calcul afin d'accélérer la simulation, les signaux perdent de leur précision. En observant cette figure, la simulation à 20 μs laisse présager un problème concernant le redressement du signal. En effet, lorsqu'on calcule le taux de distorsion avec la même méthode, il passe d'une valeur de 9,58% pour un pas de 1 μs à 12,08% pour un pas de 20 μs . Ce phénomène résulte aussi du modèle de diode utilisé. Pour un TRU utilisant le modèle de la diode non-linéaire de la

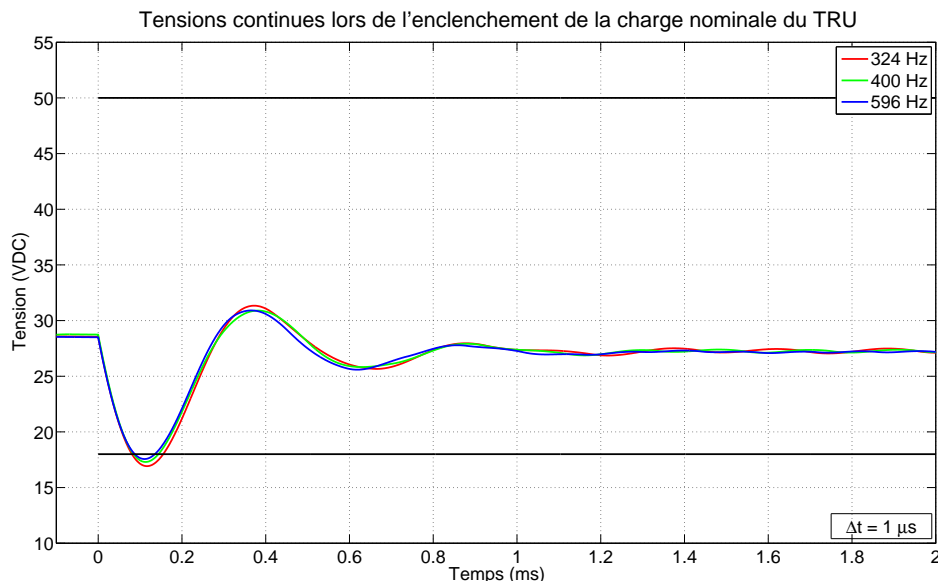


Figure 4.26 Agrandissement des tensions continues lors de l'enclenchement de la charge nominale (150 A) pour différentes fréquences d'opération

figure 4.31b, le pas de calcul n'a plus cette influence sur l'oscillation de la tension de sortie. Il est alors important de non seulement prendre en considération le pas de calcul si une étude de la qualité de l'onde doit être effectuée, mais aussi le modèle de diode employé. À titre informatif, un pas de calcul de $1 \mu s$ est suffisant. Réduire cette valeur n'améliore pas le taux de distorsion harmonique du courant d'entrée.

4.3.4 Conclusion

Le modèle du TRU implémenté dans ce modèle du réseau électrique de l'avion demeure un modèle idéal et ne représente pas tout à fait celui présent dans l'avion. L'absence de données concernant le transformateur d'isolation et l'inductance d'interphase a empêché d'augmenter le degré de fidélité. Des approximations ont été faites pour permettre l'utilisation de ce composant majeur à l'intérieur du modèle du réseau complet de l'avion. Le taux de distorsion du courant d'alimentation ne respecte pas les critères de conception et le modèle nécessiterait l'ajout d'un filtre à l'entrée du transformateur.

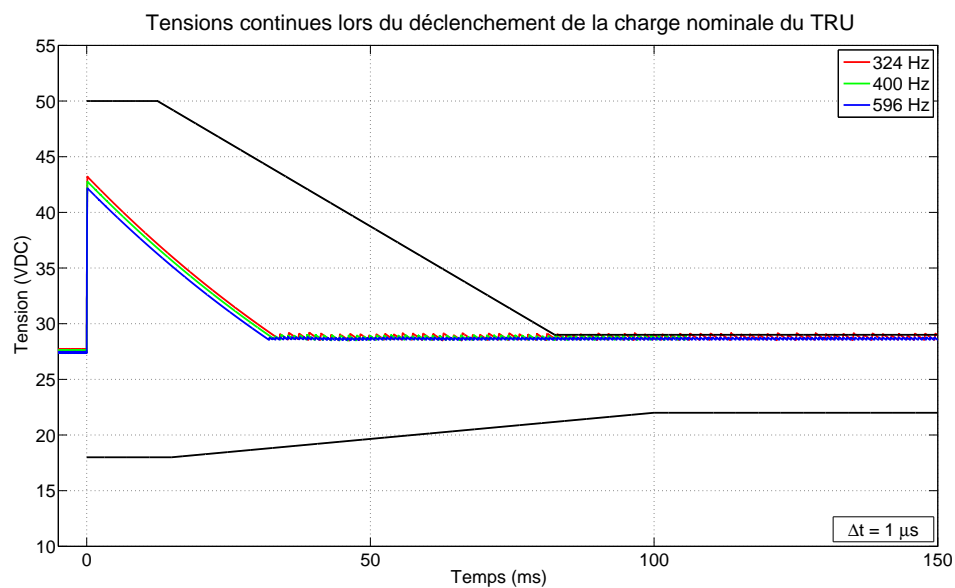


Figure 4.27 Tensions continues lors du déclenchement de la charge nominale (150 A) pour différentes fréquences d'opération

Tableau 4.9 Données sur les oscillations de la tension continue en fonction de diverses charges

Courant (A)	Tension minimale (VDC)	Tension moyenne (VDC)	Tension maximale (VDC)	Oscillation (VAC)
1	28,31	28,84	29,37	1,06
5	28,45	28,60	28,75	0,30
10	28,19	28,35	28,50	0,31
20	27,88	28,03	28,17	0,29
30	27,62	27,91	28,20	0,58
50	27,69	27,87	28,05	0,36
70	27,63	27,82	28,00	0,37
100	27,54	27,74	27,93	0,39
150	27,40	27,60	27,79	0,39
180	27,32	27,52	27,71	0,39
300	27,07	27,24	27,41	0,34
600	26,54	26,68	26,68	0,28

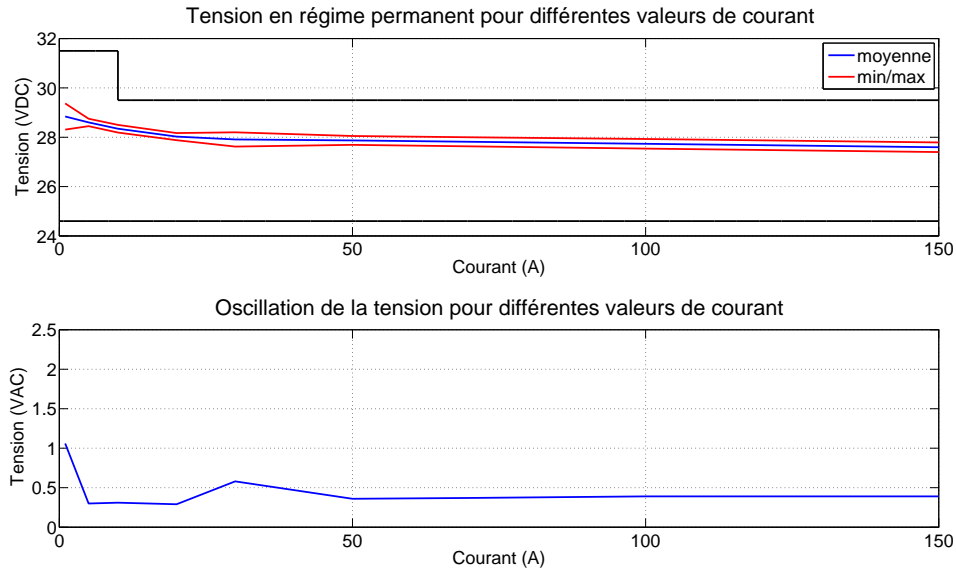


Figure 4.28 Valeur moyenne l'oscillation de tension en régime permanent pour différentes charges

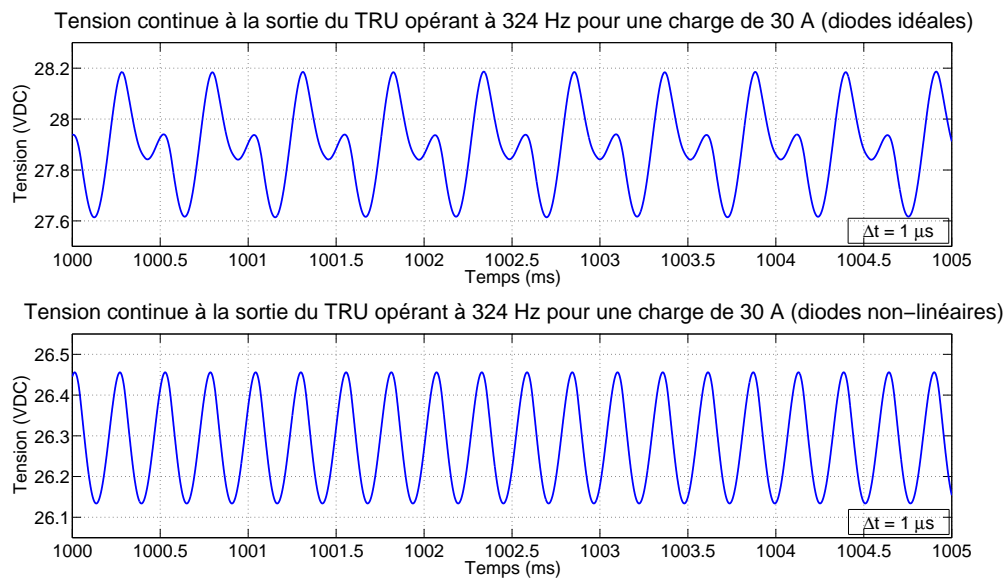


Figure 4.29 Tensions continues à la sortie des TRU avec diodes idéales et non-linéaires, alimentés à 324 Hz et ayant une charge de 30 A

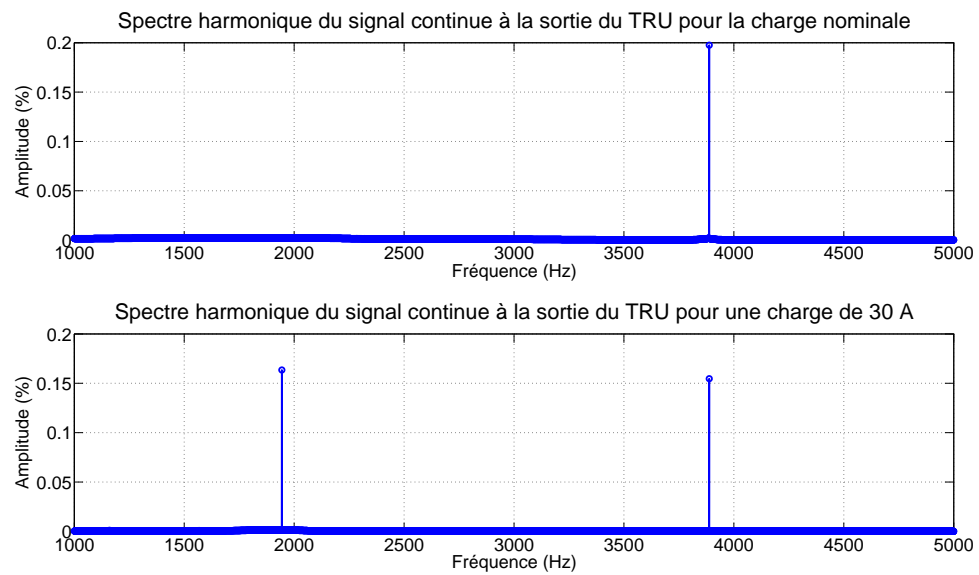


Figure 4.30 Comparaison des spectres fréquentiels des tensions continues pour des charges de 150 A (nominal) et de 30 A à 324 Hz

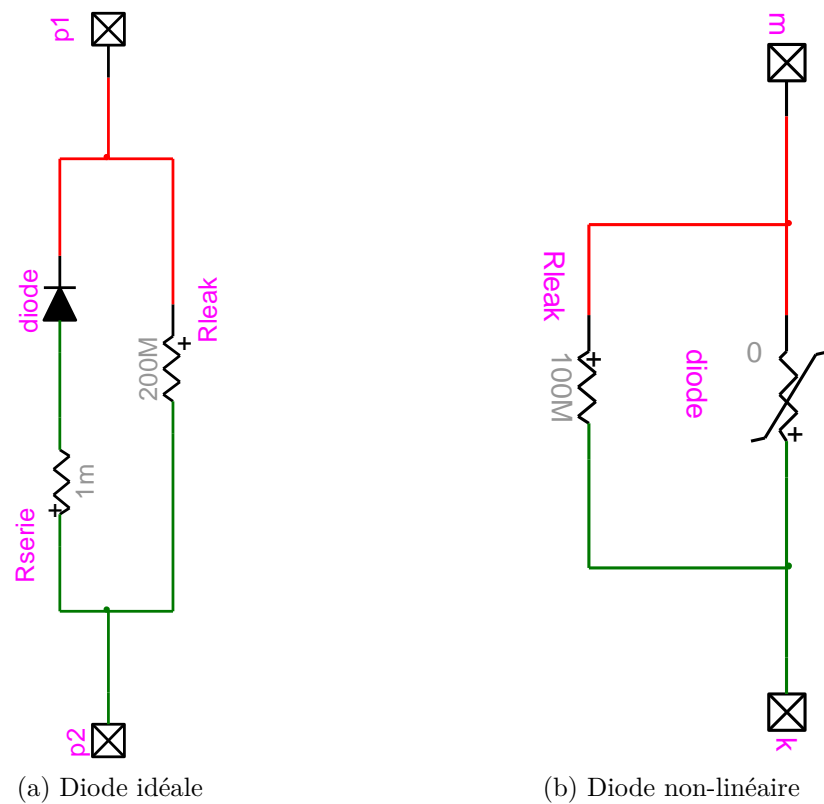


Figure 4.31 Modèles des diodes

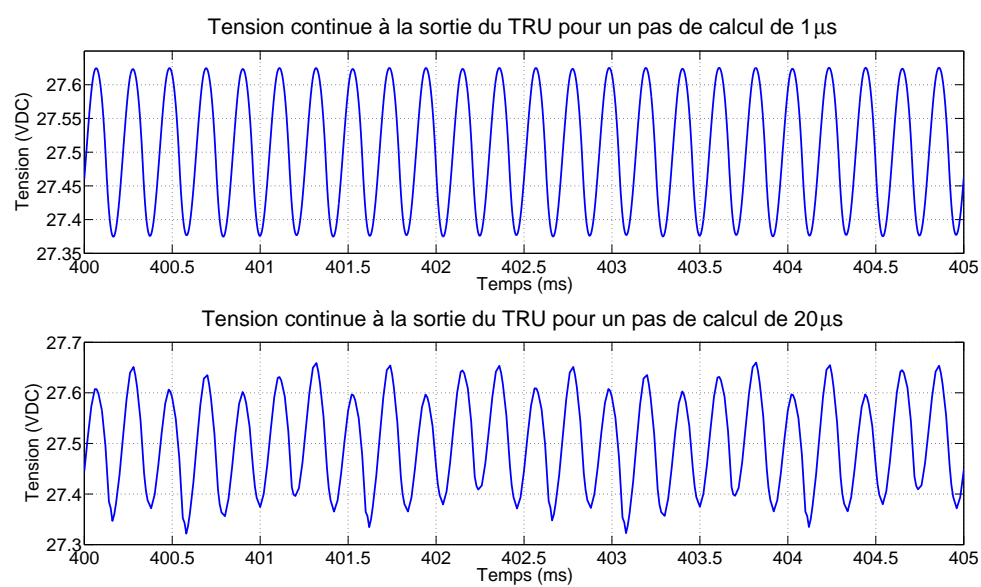


Figure 4.32 Comparaison des oscillations de la tension continue pour des pas de calcul différents

4.4 Contacteurs à semi-conducteurs (SSPC)

La protection des circuits électriques à bord des avions est similaire à celle utilisée dans les réseaux électriques terrestres. Elle est assurée par des disjoncteurs et des fusibles. En général, la grande majorité des disjoncteurs sont regroupés dans la cabine de pilotage afin que le pilote puisse facilement y avoir accès. Ce type d'architecture sous-entend que chaque circuit doit être acheminé à l'avant de l'avion, ce qui nécessite beaucoup de filage électrique. Comme réduire son poids est un des principaux objectifs poursuivis à travers le concept de l'avion plus électrique, l'utilisation des disjoncteurs classiques est de plus en plus délaissée. Ils sont remplacés par des disjoncteurs à semi-conducteurs ou « SSPC ». Ces disjoncteurs servent à la fois pour la protection des circuits électriques et servent d'interrupteurs à distance. En effet, ils ont une courbe de protection similaire à celle des disjoncteurs standards et peuvent être actionnés à distance à l'aide d'un signal logique. Cette technologie permet de réduire la quantité de fils électriques à l'intérieur de l'avion en rapprochant les disjoncteurs de leur charge et de regrouper les commandes de ces derniers dans le tableau de bord du pilote. De plus, ils permettent une alimentation sans interruption pour la partie à tension continue du réseau électrique. Cependant, la sécurité et la redondance font en sorte que certains circuits critiques vont toujours demeurer reliés à partir de disjoncteurs classiques.

De par leur nature différente, les SSPC ne peuvent être modélisés de la même façon que les disjoncteurs classiques. Leur ouverture et fermeture se font graduellement et non instantanément évitant ainsi les arcs électriques. Cette section présente une approche de modélisation inspirée de [37] et adaptée pour les besoins à l'environnement de développement d'EMTP-RV. Dans cette version du modèle, seuls les contacteurs de relève de la partie DC seront modélisés par cette approche. Les interrupteurs classiques sont gardés dans la partie AC du modèle.

4.4.1 Spécifications techniques

Le modèle de SSPC présenté dans [37] est de type comportemental. Le niveau de détail est suffisant pour représenter le comportement du disjoncteur dans le circuit sans augmenter le temps de simulation inutilement. Il comporte quatre blocs : la commutation, le régime permanent, la protection de surintensité et la source de courant. Dans la présente version du modèle, le bloc de protection de surintensité est volontairement omis pour en simplifier l'implémentation.

Le principe de fonctionnement est simple. La tension à la barre d'alimentation V_s , la tension à la charge V_L et le courant I_{SSPC} traversant le SSPC sont mesurés. La valeur de la charge à l'instant présent « n » est calculée à l'aide de l'équation (4.18).

$$R_{L_n} = \frac{V_{L_n}}{I_{SSPC_n}} \quad (4.18)$$

Ensuite, à l'aide de cette valeur d'impédance, le courant circulant à travers le SSPC à l'instant suivant « n+1 » est calculé selon l'équation (4.19) où R_{on} est la résistance de conduction.

$$I_{SSPC_{n+1}} = \frac{V_{s_n}}{R_{L_n} + R_{on}} \quad (4.19)$$

Le bloc de commutation a pour rôle de créer la constante de commutation simulant la fermeture et l'ouverture graduelle du contacteur. À la figure 4.33, la commande de fermeture est envoyée à 1 ms et le SSPC prend 2 ms afin d'atteindre le courant nominal de la charge. Il en est de même pour l'ouverture : la commande est envoyée à 5 ms et nécessite 1 ms afin de couper le courant à la charge. Ces temps de fermeture et d'ouverture sont déterminés arbitrairement.

Cette constante vient moduler la valeur du courant de l'instant suivant, calculée à l'aide de l'équation (4.19), tel que montré à l'équation (4.20).

$$I_{SSPC_{n+1}} = K \cdot \frac{V_{s_n}}{R_{L_n} + R_{on}} \quad (4.20)$$

4.4.2 Modèle

Le schéma bloc du modèle du SSPC tel qu'implémenté dans EMTP-RV est montré à la figure 4.34. Il comporte seulement les trois des quatre blocs mentionnés précédemment. La protection de surintensité pourra être ajoutée dans une version subséquente du modèle. Le bloc de commutation reçoit une commande logique qui actionne une source de courant en augmentant ou diminuant graduellement la tension aux bornes d'un condensateur à une vitesse dépendant de sa valeur. Cette tension, variant entre 0 et 1, constitue la constante de commutation K du modèle. Le bloc du régime permanent calcule la valeur de la charge et en déduit celle du courant qui doit traverser le module au moyen des équations présentées à la section précédente. Enfin, le bloc de la source de courant contient une source de courant idéale commandée par la valeur calculée par les équations et une résistance de conduction.

La condition permettant de déterminer si le SSPC doit conduire ou non est la tension à la barre de la charge. Lorsque cette dernière est sous une certaine valeur, la conduction du SSPC est enclenchée. Lorsqu'elle repasse au-dessus de cette valeur, l'action est inversée et le SSPC s'ouvre. Une commande par hystérésis pourrait aussi être employée afin d'améliorer la réponse des SSPC.

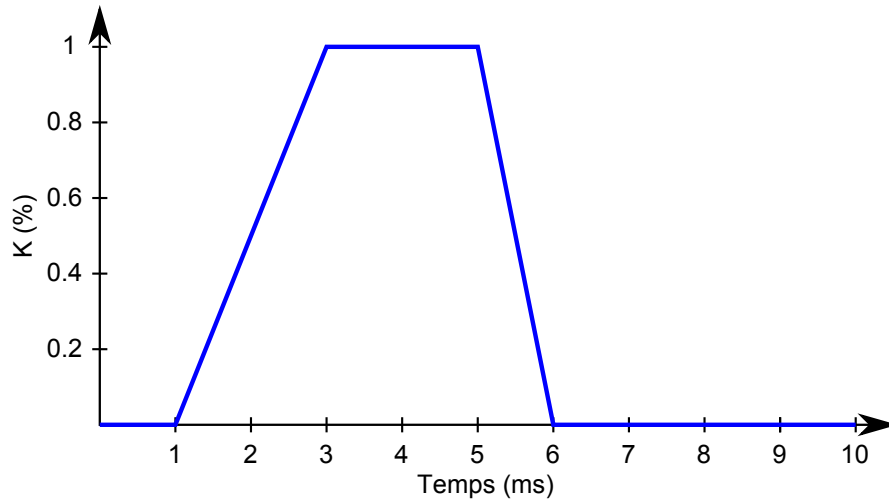


Figure 4.33 Exemple de la constante de commutation K du bloc de commutation

4.4.3 Résultats

4.4.3.1 Environnement idéal

Dans un premier temps, le modèle du SSPC est développé dans un environnement idéal, c'est-à-dire lorsqu'il alimente une charge résistive à partir d'une source de tension idéale. Le signal de commande utilisé est montré à la figure 4.35 où les transitions sont quasi-instantanées contrairement au comportement que doit adopter le SSPC. La fermeture du contact est demandée à 1 ms et à 10 ms alors que l'ouverture est demandée à 5 ms. Des temps de fermeture et d'ouverture de 2 ms et 1 ms respectivement sont utilisés par hypothèse. Il ne suffit que de modifier la valeur du condensateur dans le bloc de commutation pour en changer les constantes de temps.

La figure 4.36 montre les résultats de la simulation du modèle dans l'environnement idéal. Les comparaisons entre la tension et la commande ainsi qu'entre le courant et la commande montrent le bon fonctionnement du modèle. Lorsque la commande de fermeture est appliquée, le SSPC prend 2 ms afin de conduire le courant nominal de la charge. Il en est de même lorsque la commande d'ouverture est appliquée où 1 ms est nécessaire pour isoler la charge de la source de tension.

4.4.3.2 Environnement non-idéal

Dans le but de se rapprocher de la réalité du réseau dans lequel le modèle sera utilisé, les prochains résultats proviennent de la simulation du réseau présenté à la figure 4.37. Cette architecture reprend quelques éléments du modèle du réseau électrique du Global Express

de Bombardier. L'alimentation de 28 VDC provient de la rectification de la tension de 115 VAC soutenue par le modèle du générateur développé à la section 4.1. Pour assurer le bon fonctionnement du modèle du SSPC, aucune diode ne doit être ajoutée en aval telles qu'elles sont disposées dans l'architecture du réseau électrique de l'avion montré à l'annexe A. Ces diodes évitent qu'il y ait une alimentation dans le sens contraire de celui prévu par la conception. En bloquant le courant en sens inverse, la tension à la cathode n'est pas la même qu'à l'anode lorsque la diode ne conduit pas. Comme le modèle du SSPC nécessite des mesures de tensions autant en amont qu'en aval, ces lectures seront erronées à cause de la diode et le comportement du modèle sera différent de celui prévu lors de sa réalisation. Malgré tout, le réseau fonctionnera comme si elles étaient présentes, car le passage du courant dans le modèle du SSPC est unidirectionnel tout comme une diode. Le modèle devra être adapté dans une prochaine évolution du modèle pour fonctionner avec une tension alternative.

La figure 4.38 montre la tension à la barre DC lors de la perte de la tension alternative à 10 ms en amont du TRU. La commande envoyée au SSPC ainsi que la constante de commutation y sont aussi montrées. La tension tombant sous le seuil de détection de 24 VDC, la commande de fermeture est envoyée au SSPC à 10,51 ms. Elle prend 2 ms avant d'atteindre sa valeur nominale lorsqu'alimentée par la batterie. Il faut noter que la tension en régime permanent de la batterie est d'environ 21 V, car le modèle du SSPC contient une résistance de conduction de 25 m Ω . Cette donnée est tirée de [37], où ils utilisent des valeurs provenant de fiches techniques de manufacturiers. Cette résistance influence aussi la valeur du courant en régime permanent circulant à travers le SSPC. En effet, on peut voir sur la figure 4.37 que la charge est modélisée par une résistance de 180 m Ω . On s'attendrait donc à avoir un courant d'environ 133 A lorsqu'alimentée par une batterie de 24 VDC. La figure 4.39 montre que cette valeur est plutôt de 117,3 A. Si la résistance de conduction est ajoutée à celle de la charge et que la tension demeure la même, le courant résultant donne bel et bien cette valeur. Ce comportement ne serait pas observé si les modèles charges DC étaient à courant constant. Cette figure montre aussi le courant provenant du TRU qui, pendant les premières millisecondes, consomme du courant. Le deuxième graphique explique que c'est le condensateur de sortie qui se recharge après s'être vidé suite à la perte de la tension alternative.

4.4.3.3 Intégration au modèle global du réseau électrique

Enfin, le modèle du SSPC est intégré au réseau global de l'avion et est mis à l'épreuve dans un scénario où les pompes hydrauliques sont démarrées à 200 ms et où le générateur VFG_1 fait défaillance et revient en service respectivement à 600 ms et 1000 ms. Bien que l'attention soit souvent portée sur la dynamique AC du réseau, le changement du modèle des SSPC affecte le

comportement aux barres à tension continue. La figure 4.40 montre les tensions continues à la barre DC_{ESS} avant et après le passage du modèle de contacteur à transfert instantané au modèle à semi-conducteur où ce dernier est graduel. Il en est de même pour la figure 4.41, qui montre la différence des tensions à la barre DC_{BATT} . Les anciens modèles étaient constitués d'un contacteur directement commandé dépendamment de la tension à la barre DC. Lorsque le démarrage de la pompe se termine vers 450 ms, l'oscillation autour de la valeur de contrôle de 24 VDC crée des chutes de tension considérables qui ne sont pas réellement présentes dans le réseau. Les mêmes observations se répètent lors du ré-enclenchement du générateur VFG_1 à 1000 ms. Sur les courbes obtenues en employant le nouveau modèle, il y a beaucoup moins d'oscillations de tension lorsque celle-ci se retrouve près de la limite de 24 VDC. Le modèle a donc un certain effet filtrant sur la commande de fermeture et d'ouverture. Aussi, la tension provenant des batteries est inférieure dans le cas où le nouveau modèle de SSPC est employé. Cette différence provient de l'ajout de la résistance de conduction, qui engendre une chute de tension aux bornes du SSPC lors du passage du courant. Dans le réseau réel de l'avion, un contacteur est mis en parallèle avec le SSPC et est fermé lorsque ce dernier conduit pour une longue période de temps. De cette manière, les pertes engendrées par la conduction du semi-conducteur sont minimisées.

4.4.4 Conclusion

Le nouveau modèle du SSPC représente mieux son comportement réel. La conduction ne peut pas être instantanée, car le contact est effectué par l'entremise d'un semi-conducteur. Le modèle fonctionne bien lorsqu'il est isolé de l'ensemble du réseau électrique et lorsqu'il y est intégré. Une nouvelle version du modèle devra incorporer le bloc de protection de surintensité si nécessaire.

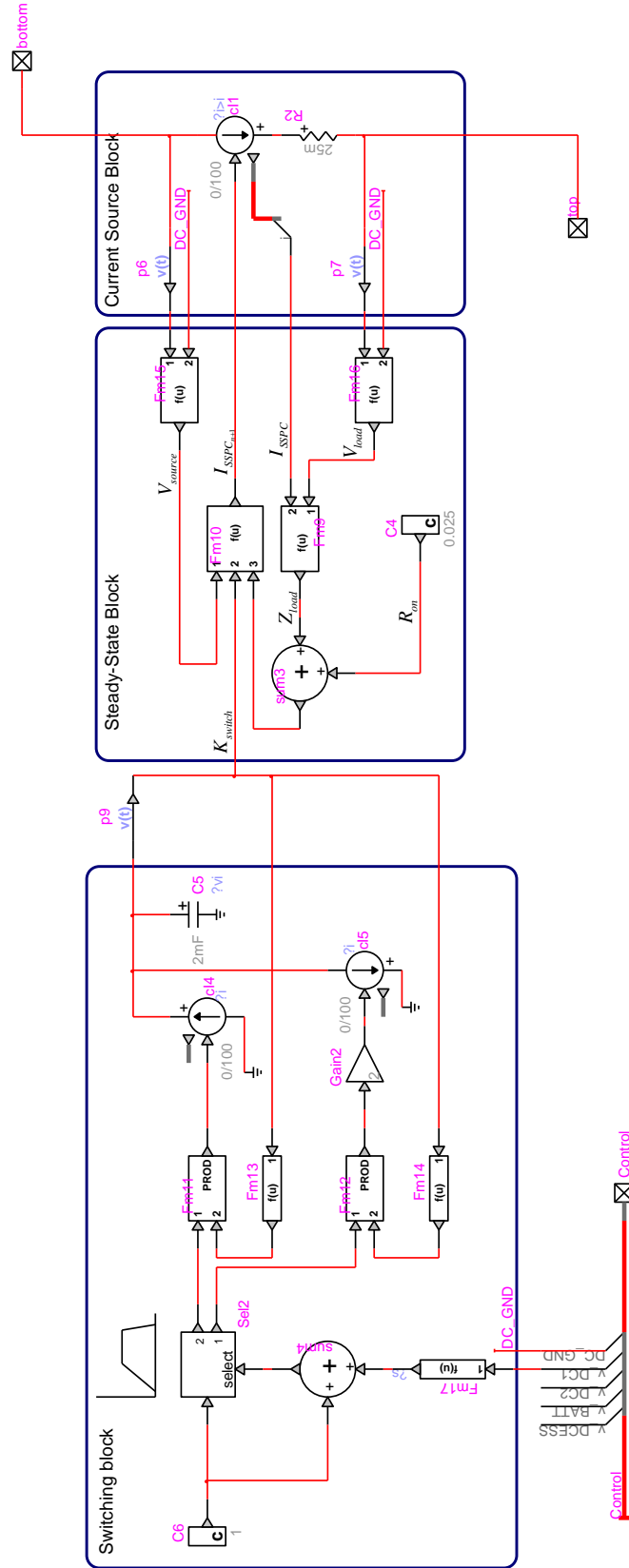


Figure 4.34 Schéma bloc du SSPC tel qu'implémenté dans EMTP-RV

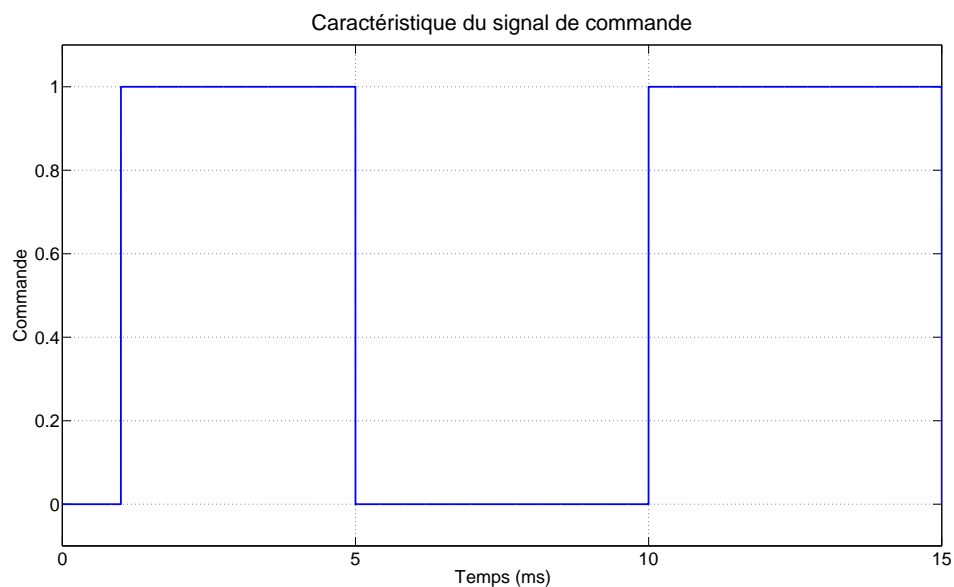


Figure 4.35 Caractéristique de la commande envoyée au SSPC dans l'environnement idéal

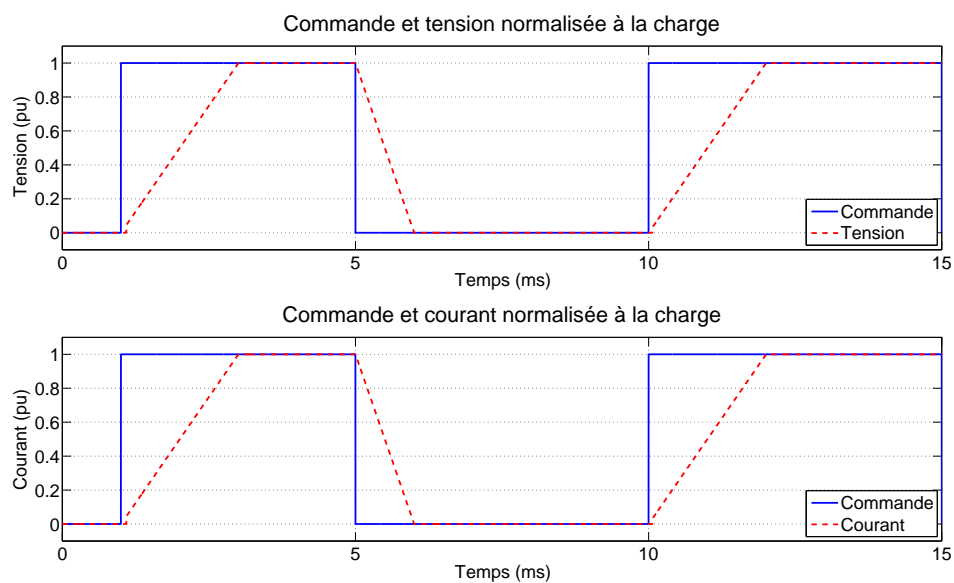


Figure 4.36 Tension, courant et commande du SSPC dans l'environnement idéal

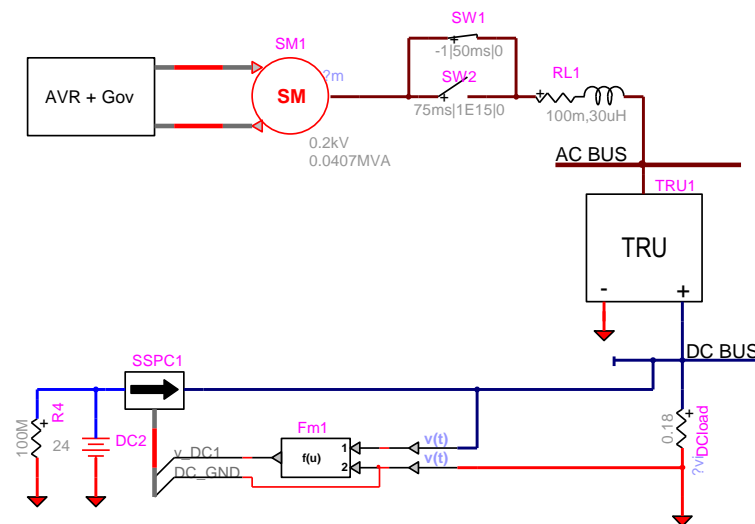


Figure 4.37 Schéma du réseau de l'essai dans l'environnement non idéal

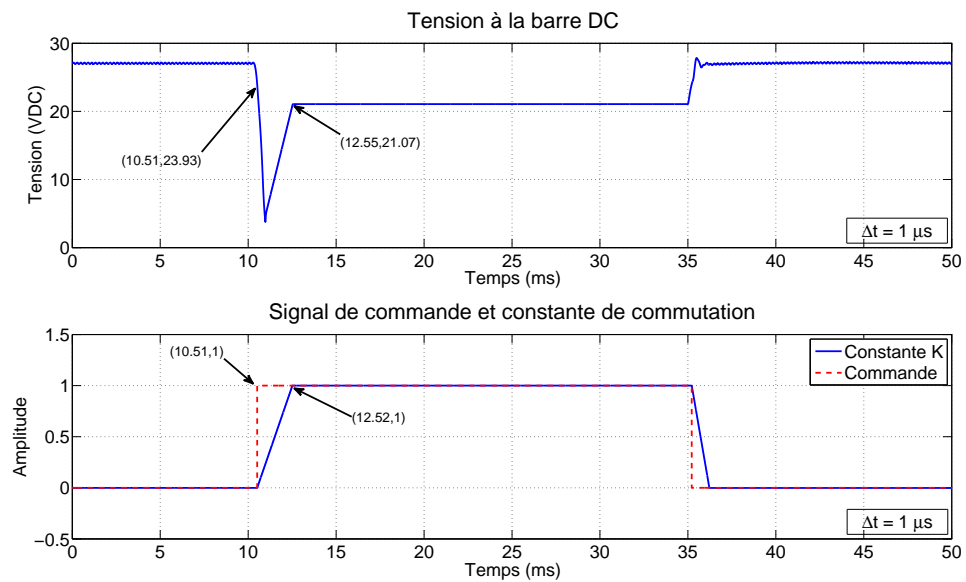


Figure 4.38 Tension continue, commande et constante de commutation du SSPC dans l'environnement non-idéal

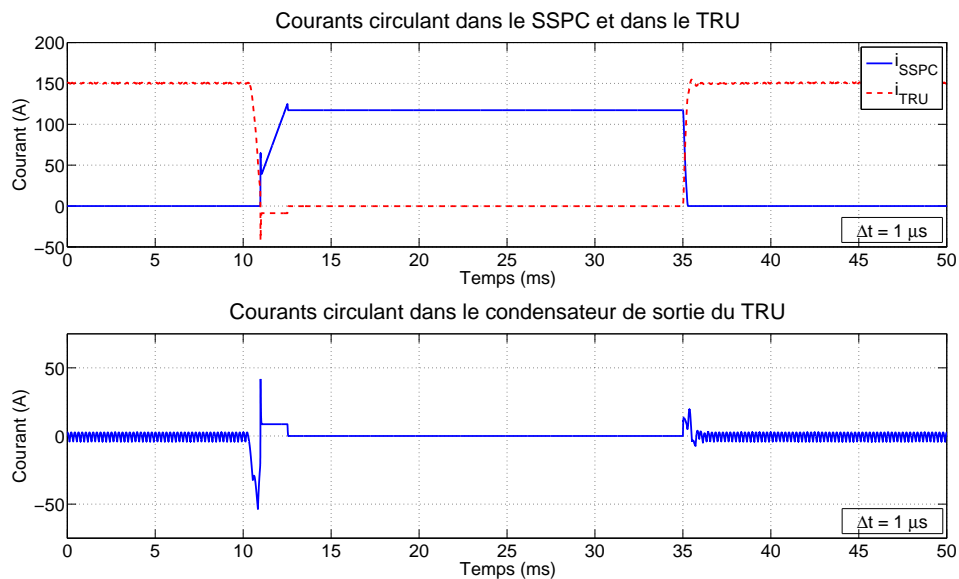


Figure 4.39 Courants dans le SSPC, le TRU et le condensateur de sortie du TRU dans l'environnement non-idéal

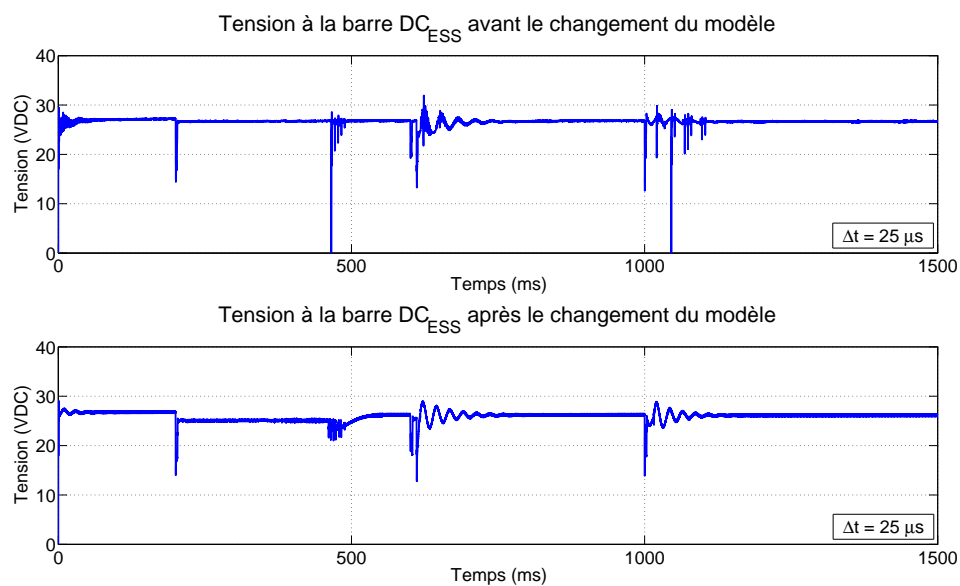


Figure 4.40 Comparaison des tensions continues à la barre DC_{ESS} avant et après le changement du modèle de SSPC

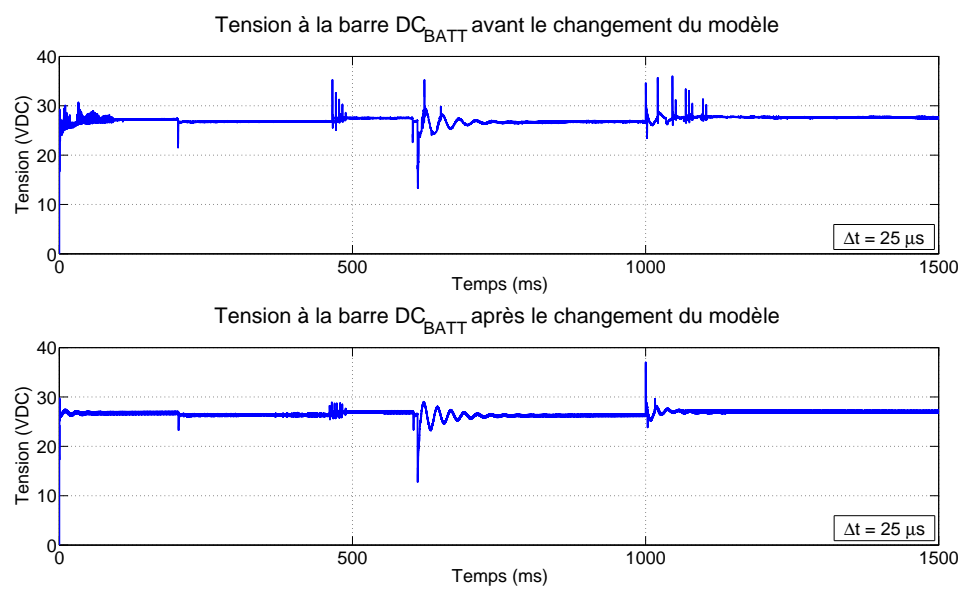


Figure 4.41 Comparaison des tensions continues à la barre DC_{BATT} avant et après le changement du modèle de SSPC

4.5 Contrôles automatiques

Les contrôles automatiques sont omniprésents à l'intérieur de l'avion. Beaucoup de logique est incorporée pour être en mesure de faire face à toutes les éventualités. L'augmentation des technologies à l'intérieur des avions engendre une augmentation de la quantité et la complexité de ces contrôles. Il devient de plus en plus ardu de concevoir des automatismes sans faire d'erreur. Il n'est pas rare que les constructeurs doivent ajouter des parties de contrôle dans le but de corriger le comportement défaillant de ceux conçus à l'origine.

Les systèmes de contrôles sont présents à tous les niveaux dans un avion. Il y a notamment les systèmes de contrôles de vol, des moteurs, de l'alimentation du carburant, hydrauliques, environnementaux, d'urgence et électriques. Il n'y a aucune limite dans l'implantation des automatismes d'un réseau électrique dans un modèle numérique. Tant que le réseau est modélisé avec suffisamment de fidélité, l'implantation des contrôles automatiques permet à la fois de vérifier les lois de commandes ainsi que d'observer le comportement du réseau électrique face à des événements spécifiques pouvant difficilement être reproduit avec un prototype. Il est facile de simuler la perte de tous les éléments importants à l'intérieur du réseau électrique de l'avion et d'observer la réaction des contrôles automatiques ainsi que le comportement transitoire associé. Cette facilité limitera le mauvais fonctionnement des avions suite à leur mise en marché et l'ajout de circuits correctifs par les équipementiers ou les avionneurs.

Les contrôles automatiques implémentés dans le présent modèle du réseau électrique de l'avion sont basés sur la logique retrouvée dans le guide technique de formation du manufacturier [24]. Ils se limitent aux reconfigurations automatiques de l'architecture en cas de défaillance d'un ou plusieurs générateurs ou transformateurs redresseurs. D'autres contrôles automatiques sont implémentés pour alimenter automatiquement les barres DC par les batteries et ont été détaillés à la section 4.4. Leur implémentation est faite dans le but de démontrer la capacité à intégrer des automatismes dans un modèle de réseau électrique.

4.5.1 Spécifications techniques

Deux lois de contrôles sont implémentées dans le présent modèle du réseau électrique de l'avion. La première permet la reconfiguration automatique de l'architecture AC lors de la défaillance d'un ou plusieurs générateurs. Le tableau 4.10 est tiré du manuel de formation du manufacturier [24] et montre la logique de reconfiguration de l'alimentation des barres AC. Dans cette version du modèle, les alimentations externes et le générateur de l'APU ne sont pas modélisées. La logique implémentée n'incorpore donc pas ces deux sources de puissance.

Pour accomplir la logique du transfert des générateurs, un circuit comprenant treize

Tableau 4.10 Logique de la reconfiguration des barres AC (tiré de [24])

Sources				Barres			
VFG ₁	VFG ₂	VFG ₃	VFG ₄	AC ₁	AC ₂	AC ₃	AC ₄
On	On	On	On	VFG ₁	VFG ₂	VFG ₃	VFG ₄
On	On	On	Off	VFG ₁	VFG ₂	VFG ₃	VFG ₁
On	On	Off	On	VFG ₁	VFG ₂	VFG ₂	VFG ₄
On	Off	On	On	VFG ₁	VFG ₃	VFG ₃	VFG ₄
Off	On	On	On	VFG ₄	VFG ₂	VFG ₃	VFG ₄
On	On	Off	Off	VFG ₁	VFG ₂	VFG ₂	VFG ₁
On	Off	On	Off	VFG ₁	VFG ₃	VFG ₃	VFG ₁
On	Off	Off	On	VFG ₁	VFG ₄	VFG ₁	VFG ₄
Off	On	On	Off	VFG ₃	VFG ₂	VFG ₃	VFG ₂
Off	On	Off	On	VFG ₄	VFG ₂	VFG ₂	VFG ₄
Off	Off	On	On	VFG ₄	VFG ₃	VFG ₃	VFG ₄
On	Off	Off	Off	VFG ₁	Délesté	Délesté	VFG ₄
Off	On	Off	Off	VFG ₂	Délesté	Délesté	VFG ₂
Off	Off	On	Off	VFG ₃	Délesté	Délesté	VFG ₃
Off	Off	Off	On	VFG ₄	Délesté	Délesté	VFG ₄

contacteurs (Single Pole, Double Throw (SPDT)) (K1 à K13) agencés tels que montrés dans le bloc ACPC du schéma de l'annexe A est utilisé.

La deuxième loi de contrôle permet de reconfigurer l'alimentation DC suite à la défaillance d'un transformateur redresseur. Le tableau 4.11, toujours tiré du même manuel [24], montre la logique de la reconfiguration de l'alimentation des barres DC. Toutes les options sont couvertes dans la cette version du modèle du réseau électrique de l'avion.

Cette logique de reconfiguration est effectuée à l'aide de six contacteurs SPDT (K1 à K6 différents des contacteurs AC) montrés dans le bloc DCPC du schéma du réseau électrique de l'avion à l'annexe A.

4.5.2 Hypothèses de travail

Les variables évaluées pour déterminer l'état des éléments réseau ne sont pas nécessairement les mêmes que celles utilisées dans la logique employée dans l'avion. Étant une démonstration des possibilités offertes par la modélisation des contrôles, il n'a pas été jugé bon de pousser le réalisme à reproduire exactement les mêmes lois de commande. De plus, en général elles sont confidentielles et représentent des avantages concurrentiels face aux autres manufacturiers. Il serait tout de même aisé de les reproduire avec exactitude si tel était l'objectif. Cette absence d'information a donc nécessité de passer par une étape de conception d'une loi de commande permettant d'assurer la relève des barres non alimentées lors de la défaillance

Tableau 4.11 Logique de la reconfiguration des barres DC (tiré de [24])

Sources				Barres			
TRU ₁	ETRU ₁	ETRU ₂	TRU ₂	DC ₁	DC _{ESS}	DC _{BATT}	DC ₂
On	On	On	On	TRU ₁	ETRU ₁	ETRU ₂	TRU ₂
On	On	On	Off	TRU ₁	ETRU ₁	ETRU ₁	ETRU ₂
On	On	Off	On	TRU ₁	ETRU ₁	ETRU ₁	TRU ₂
On	Off	On	On	TRU ₁	ETRU ₂	ETRU ₂	TRU ₂
Off	On	On	On	ETRU ₁	ETRU ₂	ETRU ₂	TRU ₂
On	On	Off	Off	TRU ₁	ETRU ₁	ETRU ₁	Délesté
On	Off	On	Off	TRU ₁	ETRU ₂	ETRU ₂	Délesté
On	Off	Off	On	TRU ₁	TRU ₂	TRU ₂	Délesté
Off	On	On	Off	ETRU ₁	ETRU ₂	ETRU ₂	Délesté
Off	On	Off	On	ETRU ₁	TRU ₂	TRU ₂	Délesté
Off	Off	On	On	Délesté	ETRU ₂	ETRU ₂	TRU ₂
On	Off	Off	Off	Délesté	TRU ₁	TRU ₁	Délesté
Off	On	Off	Off	Délesté	ETRU ₁	ETRU ₁	Délesté
Off	Off	On	Off	Délesté	ETRU ₂	ETRU ₂	Délesté
Off	Off	Off	On	Délesté	TRU ₂	TRU ₂	Délesté

d'un ou plusieurs générateurs ou TRU.

L'utilisation d'un logiciel de modélisation permet d'avoir accès à beaucoup de variables. Dans le cas des générateurs, leur état est déterminé en fonction de leur courant de sortie ainsi que l'état de leur disjoncteur associé qui permet de les isoler du circuit. Lorsque le disjoncteur est fermé et qu'aucun courant n'est détecté, le générateur est alors nécessairement défectueux et hors service. Dans tous les autres cas, le générateur est en fonction ou simplement isolé du circuit.

La détection de la défaillance d'un TRU est plus difficile. La figure 4.42 montre une architecture typique d'alimentation de barres DC par un TRU. Pour être en mesure de détecter son état, quatre variables doivent être mesurées ou observées :

- les tensions de la barre AC d'alimentation (V_{AC}) ;
- les tensions à l'entrée du transformateur ($V_{IN_{TRU}}$) ;
- la tension à la sortie du redresseur ($V_{OUT_{TRU}}$) ;
- l'état du disjoncteur du transformateur redresseur.

Les tensions à la barre d'alimentation AC et à l'entrée permettent de déterminer s'il n'y a pas de défaillance dans le câble d'alimentation du TRU. Dans un tel cas, la relève de la barre DC par un autre TRU doit être assurée. Ensuite, la tension de sortie du redresseur permet de déterminer s'il n'y a pas de défaillance à l'intérieur du TRU. Enfin, l'état du disjoncteur d'alimentation permet de savoir si l'absence de tension est causée par son ouverture.

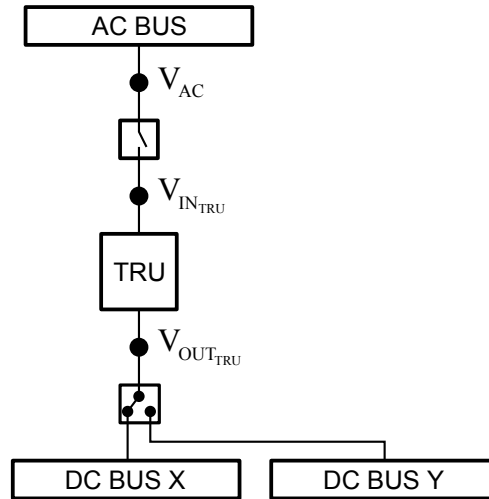


Figure 4.42 Alimentation typique de barres DC par un TRU

4.5.3 Modèle

4.5.3.1 Contacteurs

Pour mettre en œuvre la logique de reconfiguration automatique, il est nécessaire d'utiliser des contacteurs commandables. Ces interrupteurs ne sont pas idéaux et instantanés. Un délai de transition lors de la réception de la commande de changement d'état est implémenté. En effet, la construction des contacteurs fait en sorte qu'ils ont un délai pouvant aller jusqu'à 50 ms pour transférer d'un contact à un autre. Comme ce sont des interrupteurs à contact, il est aussi possible de modéliser l'arc électrique lors l'ouverture. Dans cette version du modèle, seul le délai a été modélisé dans le but de démontrer la faisabilité de la modélisation des commandes automatiques sans augmenter la complexité du modèle.

Le schéma électrique et logique du contacteur utilisé dans le modèle du réseau électrique est montré à la figure 4.43. Il est constitué d'interrupteurs commandables et d'une logique qui permettent de prendre en compte le délai de transition. La figure 4.44 montre les signaux logiques résultant du comportement du modèle du contacteur. Il ne reçoit qu'un signal lui dictant son état, soit un « 0 » pour un contact ou un « 1 » pour l'autre contact. Dans l'exemple de la figure 4.44, la position initiale de l'interrupteur est « 0 ». Le contact « 0 » est alors actif (valeur à « 1 »). La défaillance d'un élément est ensuite détectée et la logique de contrôle demande que le contacteur soit en position « 1 ». Il ouvre instantanément le circuit et attend un délai de 10 ms pour activer le contact « 1 » (valeur à « 1 »). Ce modèle permet l'élaboration d'une logique de contrôle pouvant agir sur chacun des contacteurs avec un minimum de signaux de commandes.

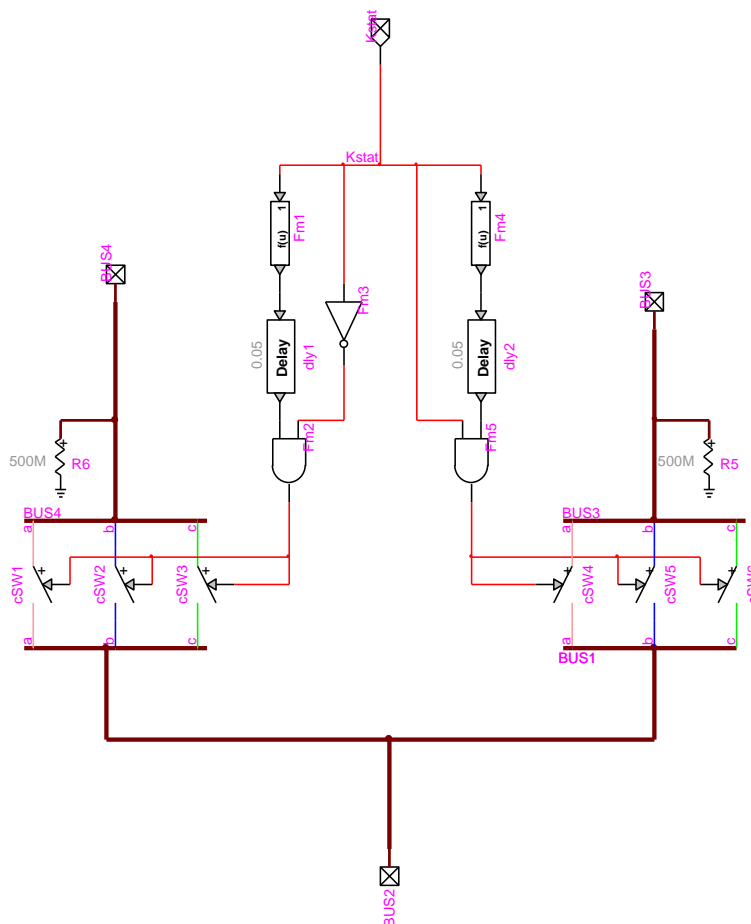


Figure 4.43 Schéma logique et électrique d'un contacteur incorporant un délai de transfert

4.5.3.2 Centre de contrôle AC

La figure 4.45 montre l'organigramme de la logique permettant de déterminer l'état du générateur et la figure 4.46 montre le schéma de l'implantation de ce centre de contrôle AC qui dicte la relève des barres à tension alternative lors de la défaillance d'un ou plusieurs générateurs. La logique est effectuée en deux étapes. La première consiste à déterminer lequel ou lesquels des générateurs sont défectueux. Pour ce faire, l'état de chaque phase du disjoncteur du générateur est évalué ainsi que la somme de ses courants de sortie est calculée pour produire une valeur logique. L'état du générateur est finalement déterminé à l'aide d'une table de vérité où l'état défectueux du générateur est représenté par un « 0 » et l'état fonctionnel par un « 1 ». L'observation de la table de vérité permet de conclure que lorsque les trois phases du disjoncteur du générateur sont fermées et que la somme des courants de sortie est nulle, le générateur est en défaut. Dans tous les autres cas, le générateur est fonctionnel. Certaines conditions dans le tableau sont impossibles, comme celle d'avoir une

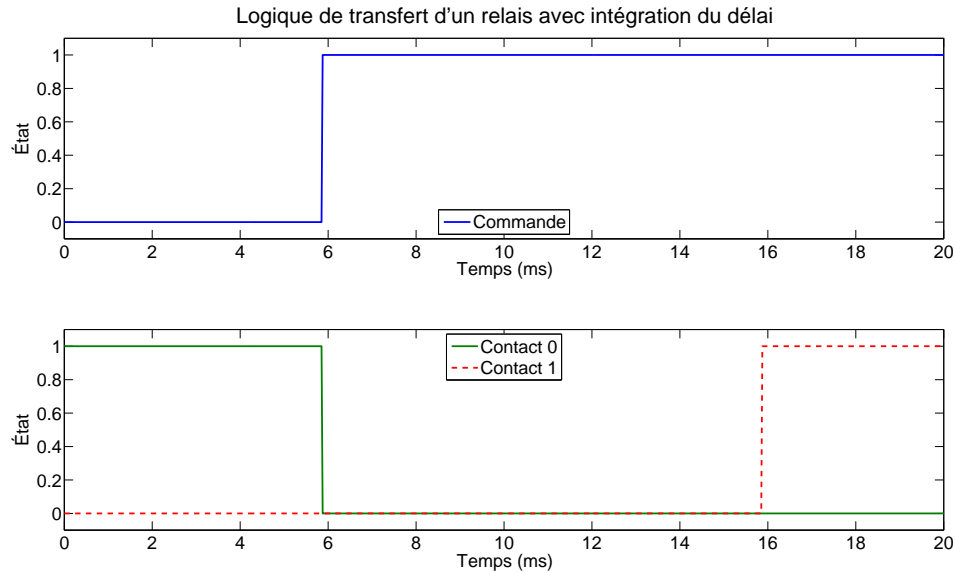


Figure 4.44 Signaux logiques d'un contacteur intégrant un délai de transition de 10 ms

somme de courants de sortie non nulle et les trois phases du disjoncteur ouvertes. L'état du générateur est laissé fonctionnel par défaut.

La deuxième étape de la logique de contrôle reprend les états des quatre générateurs et détermine l'état de chacun des treize contacteurs à partir d'une table de vérité. Chacun détient sa propre table de vérité lui dictant quel contact doit être fermé en tout temps. Il est important de noter que le délai de transfert est géré localement au contacteur lui-même et que tous les signaux générés par la logique de contrôle sont instantanés. Le tableau 4.12 montre les tables de vérité des signaux acheminés à chacun des contacteurs.

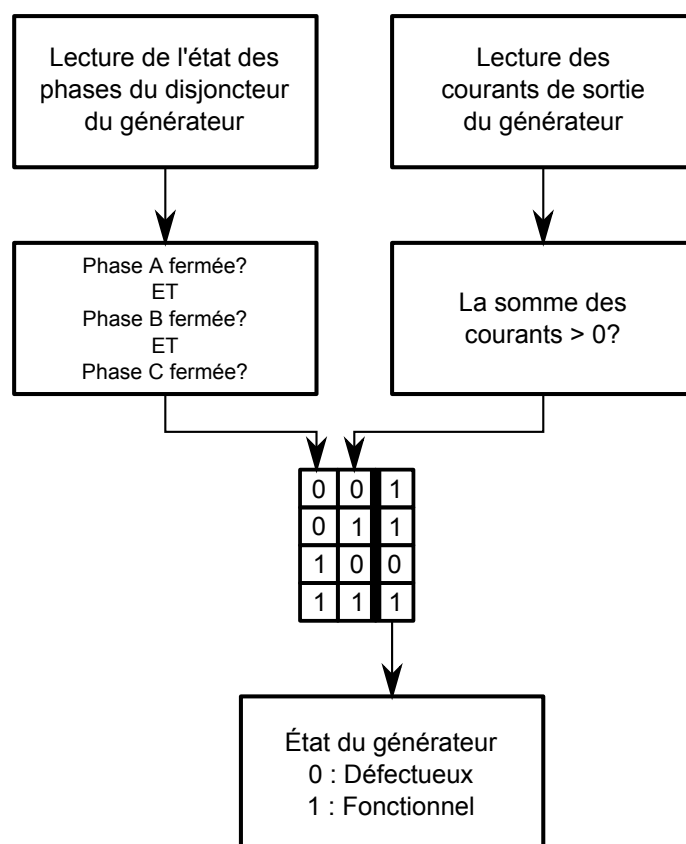


Figure 4.45 Organigramme de la logique déterminant l'état d'un générateur

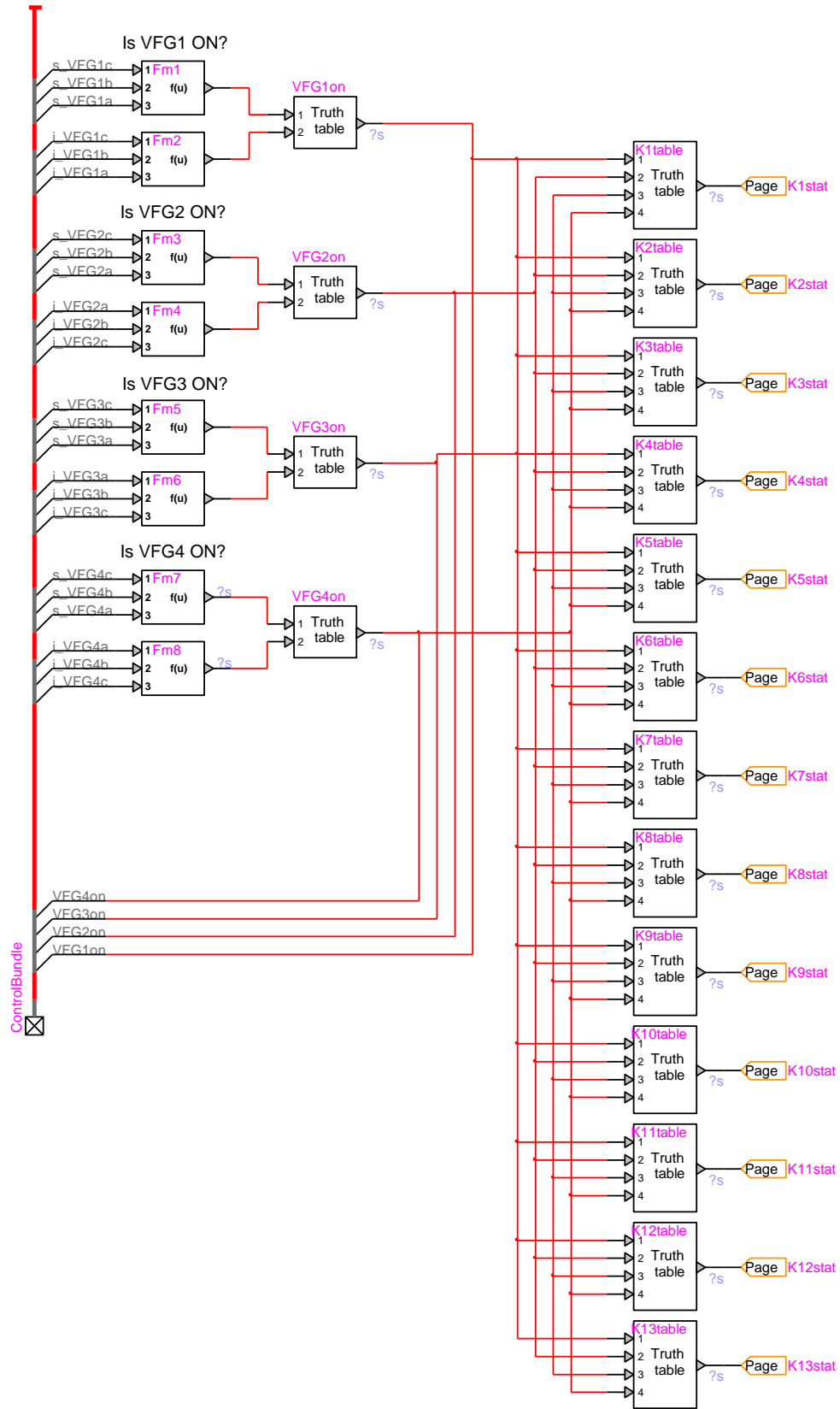


Figure 4.46 Schéma du centre de contrôle AC tel qu'implémenté dans EMTP-RV

4.5.3.3 Centre de contrôle DC

La logique du centre de contrôle DC se fait aussi en deux étapes comme le montre la figure 4.47. La première étape est basée sur le même principe que la partie AC, sauf qu'elle nécessite quatre variables afin de pouvoir conclure sur l'état d'un TRU. Il est plus difficile de déterminer la défaillance d'un TRU que celle d'un générateur, car des opérations de transfert peuvent s'effectuer en amont, créant des conditions s'apparentant à des défaillances. La figure 4.48 montre l'organigramme de cette logique. L'état de chaque phase du disjoncteur associé est observé pour s'assurer que l'absence de tension n'est pas causée par l'isolation du TRU. Ensuite, les tensions à la barre d'alimentation ainsi qu'à l'entrée du transformateur sont lues pour déterminer s'il y a une défaillance dans le câble d'alimentation. Enfin, la tension de sortie est aussi recueillie pour détecter une défaillance à l'intérieur du transformateur redresseur.

Deux combinaisons vont mener à la conclusion d'une défaillance. La première consiste en l'absence de tensions à l'entrée du transformateur alors qu'une tension est présente à la barre d'alimentation et que toutes les phases du disjoncteur sont fermées. Cette combinaison simule une défaillance dans le câble d'alimentation. La deuxième se produit lorsqu'aucune tension n'est détectée à la sortie du redresseur alors qu'il y a présence d'une tension à l'entrée du transformateur. Cette combinaison simule une défaillance à l'intérieur du transformateur redresseur.

Tout comme pour le contrôle de la partie alternative, la deuxième étape de la logique de la partie DC récupère les états des quatre TRU et génère l'état de chacun des contacteurs qui assure l'alimentation de toutes les barres DC selon la logique présentée au tableau 4.11. Le tableau 4.13 montre les tables de vérité de chacun des six contacteurs gérant l'architecture de la partie à tension continue. Il faut noter que, bien qu'ils aient les mêmes noms que dans la partie AC et que le modèle de la figure 4.43 soit réutilisé, les contacteurs sont bien différents et distincts.

4.5.4 Résultats

Afin de démontrer le bon fonctionnement des automatismes implémentés dans la partie AC, le tableau 4.14 montre les états des générateurs pendant une simulation d'une seconde où ils tombent hors service et reviennent en service de façon accélérée. Huit combinaisons sont simulées par bloc de 100 ms.

La figure 4.49 montre les signaux acheminés aux contacteurs de la partie AC, leur dictant l'état dans lequel les contacts doivent être afin d'alimenter toutes les barres.

En ce qui concerne la logique implémentée pour la partie DC, le tableau 4.15 montre les états des TRU lors d'une simulation sur une seconde où ils tombent défectueux et reviennent

Tableau 4.13 Tables de vérité des contacteurs constituant le centre de contrôle DC

TRU ₁	ETRU ₁	ETRU ₂	TRU ₂	K1	K2	K3	K4	K5	K6
0	0	0	0	1	0	1	0	0	1
0	0	0	1	1	0	1	1	1	1
0	0	1	0	1	0	1	0	1	1
0	0	1	1	1	0	1	0	1	1
0	1	0	0	1	0	1	0	1	1
0	1	0	1	1	1	1	1	1	1
0	1	1	0	0	1	1	0	1	1
0	1	1	1	1	1	1	0	1	1
1	0	0	0	0	0	1	0	1	1
1	0	0	1	1	0	1	1	1	1
1	0	1	0	1	0	1	0	1	1
1	0	1	1	1	0	1	0	1	1
1	1	0	0	1	0	1	0	1	1
1	1	0	1	1	0	1	0	1	1
1	1	1	0	1	0	0	0	1	1
1	1	1	0	1	0	0	0	1	1
1	1	1	1	1	0	1	0	0	1

disponibles de façon accélérée.

La figure 4.50 montre les signaux acheminés aux contacteurs de la partie DC, leur dictant lesquels des contacts doivent être actifs pour assurer l'alimentation de toutes les barres DC.

4.5.5 Conclusion

Cette section a permis de démontrer la possibilité d'intégrer la reconfiguration automatique du réseau électrique à l'intérieur du modèle sans en augmenter considérablement le temps de simulation. Bien que simple, cette logique ouvre la porte sur des lois de commande beaucoup plus complexe et même l'intégration de la protection. Si la logique implémentée a été entièrement recréée par manque d'information, il serait encore plus aisé de reproduire exactement celle présente dans le réseau réel de l'avion.

Tableau 4.14 États des générateurs au cours de la simulation qui démontre le fonctionnement de la reconfiguration automatique

Temps (ms)	VFG ₁	VFG ₂	VFG ₃	VFG ₄
0-100	1	1	1	1
100-200	0	1	1	1
200-300	0	1	0	1
300-400	1	1	0	1
400-500	1	1	0	0
500-600	1	1	1	0
600-700	1	0	1	0
700-800	1	0	1	1
800-900	1	1	1	1
900-1000	1	1	1	1

Tableau 4.15 États des TRU au cours de la simulation qui démontre le fonctionnement de la reconfiguration automatique

Temps (ms)	TRU ₁	ETRU ₁	ETRU ₂	TRU ₂
0-100	1	1	1	1
100-200	1	0	1	1
200-300	0	0	1	1
300-400	0	1	1	1
400-500	0	1	1	0
500-600	1	1	1	0
600-700	1	1	0	0
700-800	1	1	0	1
800-900	1	1	1	1
900-1000	1	1	1	1

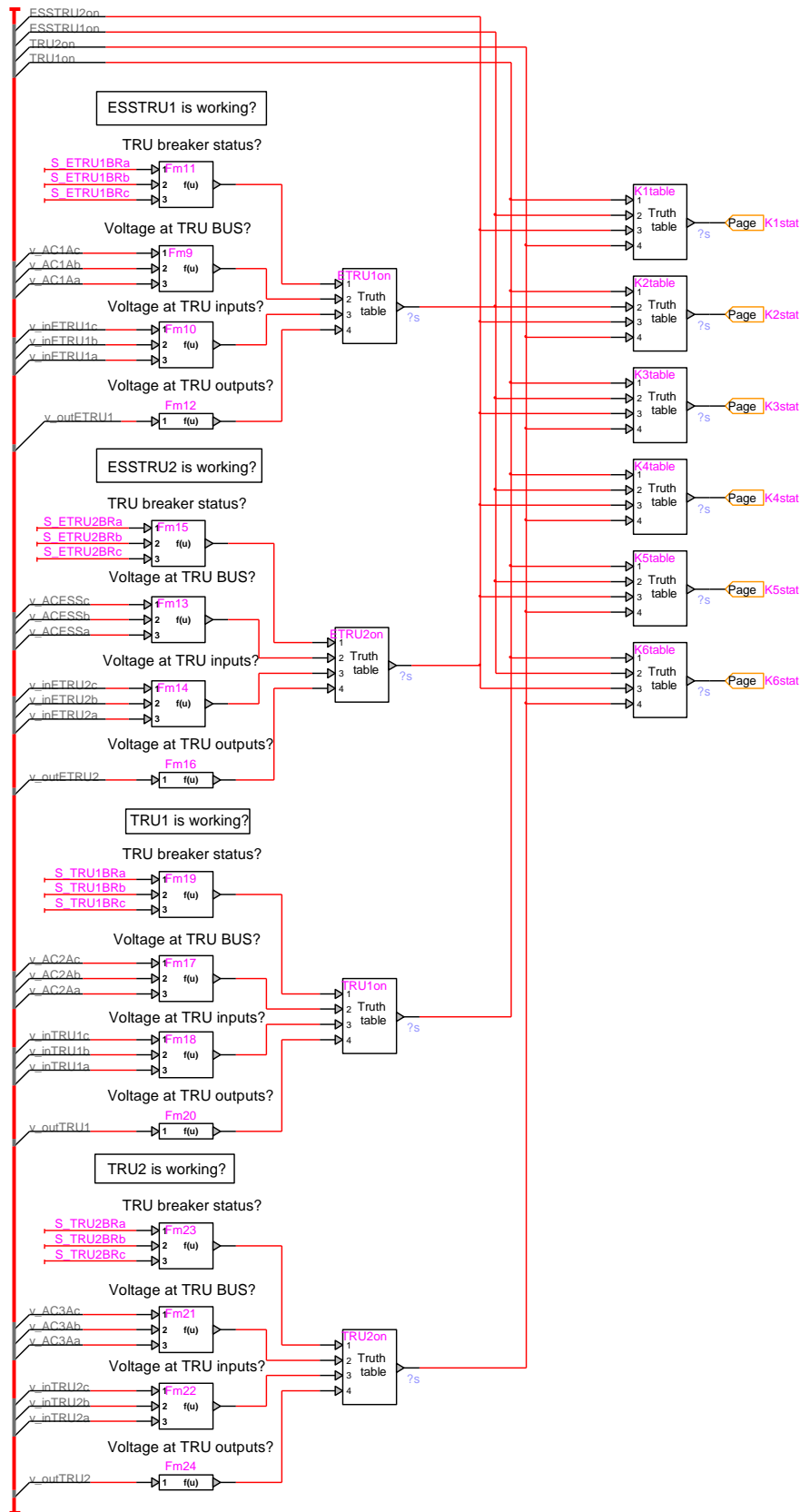


Figure 4.47 Schéma du centre de contrôle DC tel qu'implémenté dans EMT-P-RV

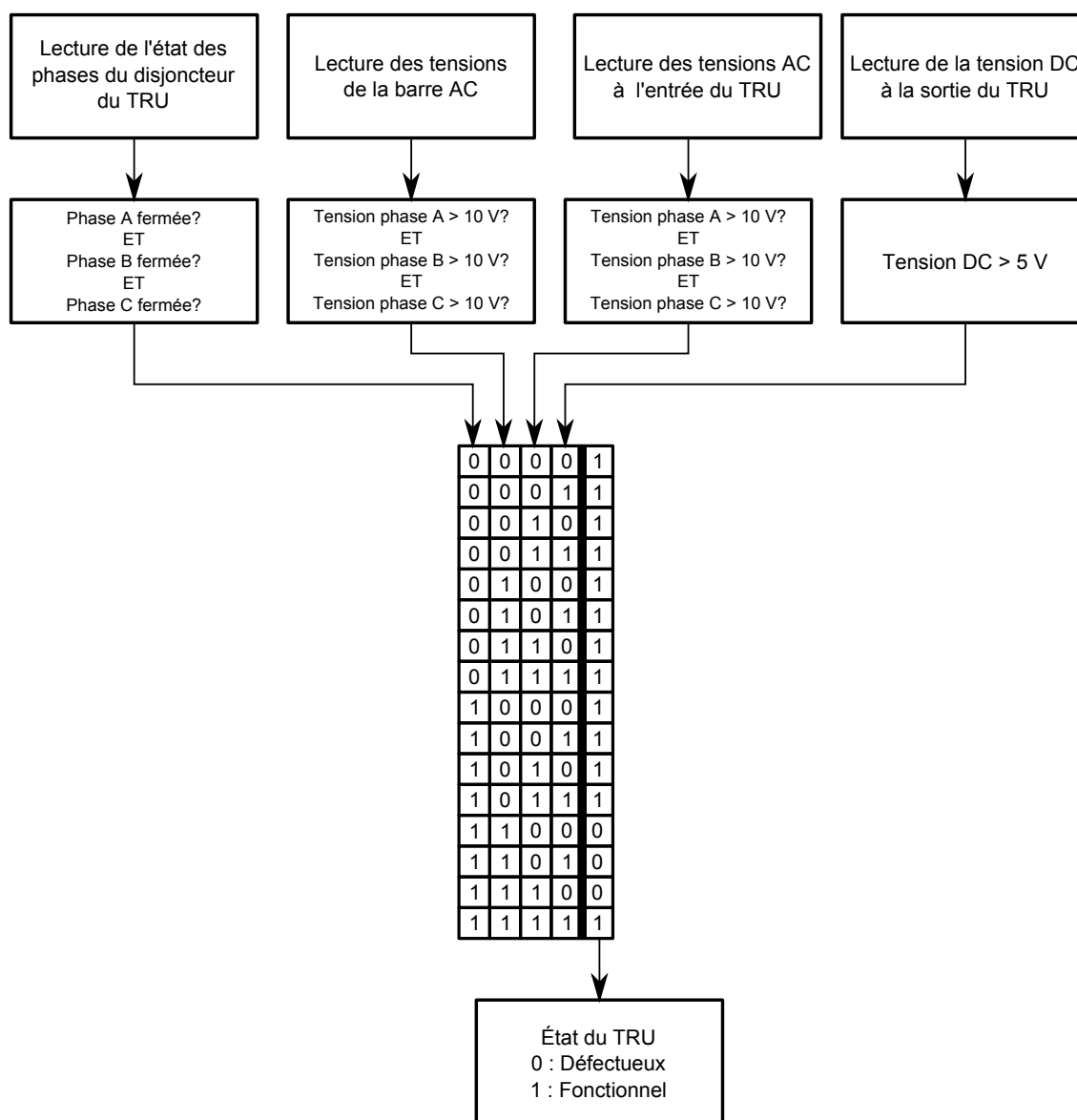


Figure 4.48 Organigramme de la logique déterminant l'état d'un TRU

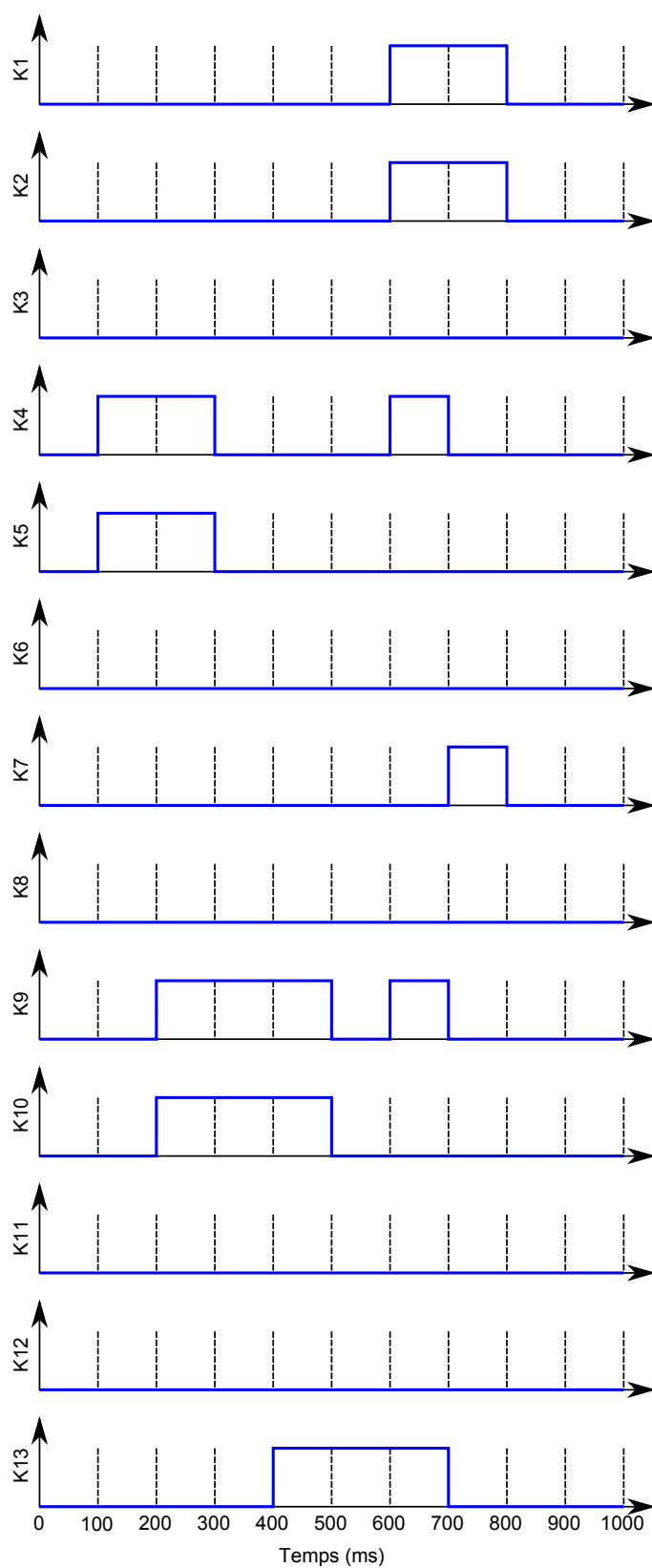


Figure 4.49 États des contacteurs de la partie AC en fonction de la disponibilité des générateurs

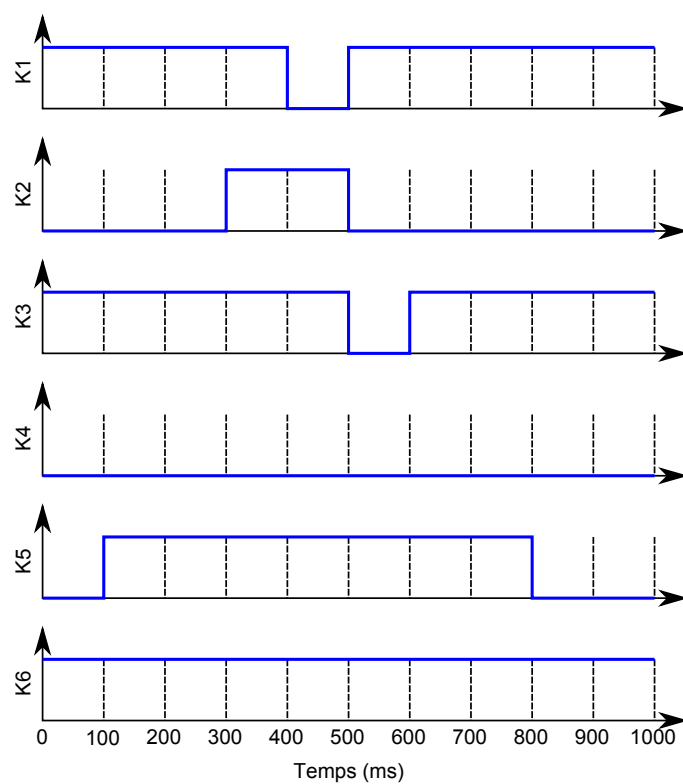


Figure 4.50 États des contacteurs de la partie DC en fonction de la disponibilité des TRU

CHAPITRE 5

VALIDATION DU FONCTIONNEMENT DU RÉSEAU GLOBAL

Chacun des composants majeurs du réseau électrique de l'avion a été modélisé individuellement dans la section 4, où pour plusieurs d'entre eux, des hypothèses ont dûes être émises afin d'obtenir des résultats qui répondent aux critères de conception. Chacun de ces éléments fonctionne et répond (ou presque) aux critères établis par l'équipe de concepteurs ou encore par les normes aéronautiques. Par contre, ces éléments font partie d'un réseau global et c'est le comportement de l'ensemble de ce réseau qui doit respecter les normes. Ce chapitre a pour premier but de valider le bon fonctionnement du modèle global. Les modèles peuvent fonctionner dans un environnement idéal sans avoir le comportement attendu lorsqu'ils sont mis en relation. Le deuxième but de ce chapitre est de montrer le régime permanent et le régime transitoire afin de situer le comportement global du réseau par rapport aux normes en vigueur. Il est possible que, malgré le respect des normes lors de la modélisation individuelle, l'ensemble du réseau électrique ne les respecte pas. Enfin, l'accès à certaines données permet de comparer les formes d'ondes simulées avec celles expérimentales.

5.1 Présentation du modèle

La figure 5.1 montre le schéma unifilaire du réseau global de l'avion tel qu'il est implémenté dans le logiciel EMTP-RV. L'architecture présentée est calquée sur celle retrouvée dans [24], montrée à l'annexe A. Cette clarté du montage favorise l'emploi de ce logiciel. Le schéma de la figure 5.1 est divisé en plusieurs parties numérotées. Ces parties représentent des éléments clés du réseau.

1. Les générateurs à fréquence variable : le modèle et les détails sont présentés à la section 4.1.
2. Les disjoncteurs de contrôle de perte des générateurs : ils permettent de simuler une défaillance d'un des générateurs et évitent la confusion avec leur disjoncteur d'isolation.
3. Le centre de contrôle AC (ACPC) : il comprend les éléments permettant d'assurer la relève automatique des barres AC, soit les contacteurs de la sous-section 4.5.3.1 et la logique de la sous-section 4.5.3.2.
4. Le système AC : il regroupe tous les éléments fonctionnant à une tension alternative. La structure pourrait être simplifiée pour n'avoir que quatre barres AC au lieu de huit,

mais il a été jugé bon de garder la même architecture que celle retrouvée dans le Global Express.

5. Les disjoncteurs de contrôle de perte des TRU : tout comme les disjoncteurs de perte des générateurs, ils permettent de simuler une défaillance de l'un des TRU et évitent la confusion avec leur disjoncteur d'isolation.
6. Les TRU : le modèle et les détails sont présentés à la section 4.3.
7. Le centre de contrôle DC (DCPC) : il comporte les éléments permettant d'assurer la relève automatique des barres DC en cas de défaillance d'un ou plusieurs TRU, soit les contacteurs de la sous-section 4.5.3.1 et la logique de la sous-section 4.5.3.3.
8. Le système DC : il regroupe les éléments fonctionnant à une tension continue. Une fois de plus, la structure aurait pu être simplifiée, mais il a été jugé bon de garder la même architecture que celle de l'annexe A.
9. Les SSPC : le modèle et les détails sont présentés à la section 4.4.
10. Les batteries : elles sont modélisées par une source de tension continue idéale. Ces modèles sont suffisants pour démontrer le fonctionnement global du circuit électrique, mais pourront faire l'objet d'une modélisation plus détaillée lors d'analyses plus exhaustive du système DC.
11. Les pompes hydrauliques : le modèle et les détails sont présentés à la section 4.2

5.2 Comportement du modèle

Dans l'intention de démontrer le fonctionnement de l'avion, la répartition des charges présente lors de la phase d'atterrissage est utilisée. La fréquence d'opération de cette phase est de 430 Hz, soit très près de la fréquence généralement utilisée pour la modélisation de certains composants comme les pompes hydrauliques. De plus, c'est l'une des phases de vol de l'avion étant la plus chargée, tel que montré aux figures 3.4 et 3.5, et les pompes hydrauliques y sont les plus sollicitées. Pour simplifier le circuit, les charges des barres alternatives sont balancées. Par contre, il est expliqué au chapitre 3 qu'en réalité, aucune phase de chaque barre n'est balancée si ce ne sont que des pompes hydrauliques qui demandent des puissances réparties également sur les trois phases. Le tableau 5.1 montre les valeurs de puissances actives et réactives triphasées équilibrées de chaque barre AC du modèle de la figure 5.1. Il est à noter que les pompes ne fonctionnent normalement pas à plein régime, mais dans le cadre de la simulation, elles sont démarrées et employées à pleine puissance. Les caractéristiques de ces pompes pour un régime différent du nominal ne sont pas définies. Le tableau 5.2 montre les valeurs des courants approximatifs demandés par chaque barre DC du modèle de la figure 5.1.

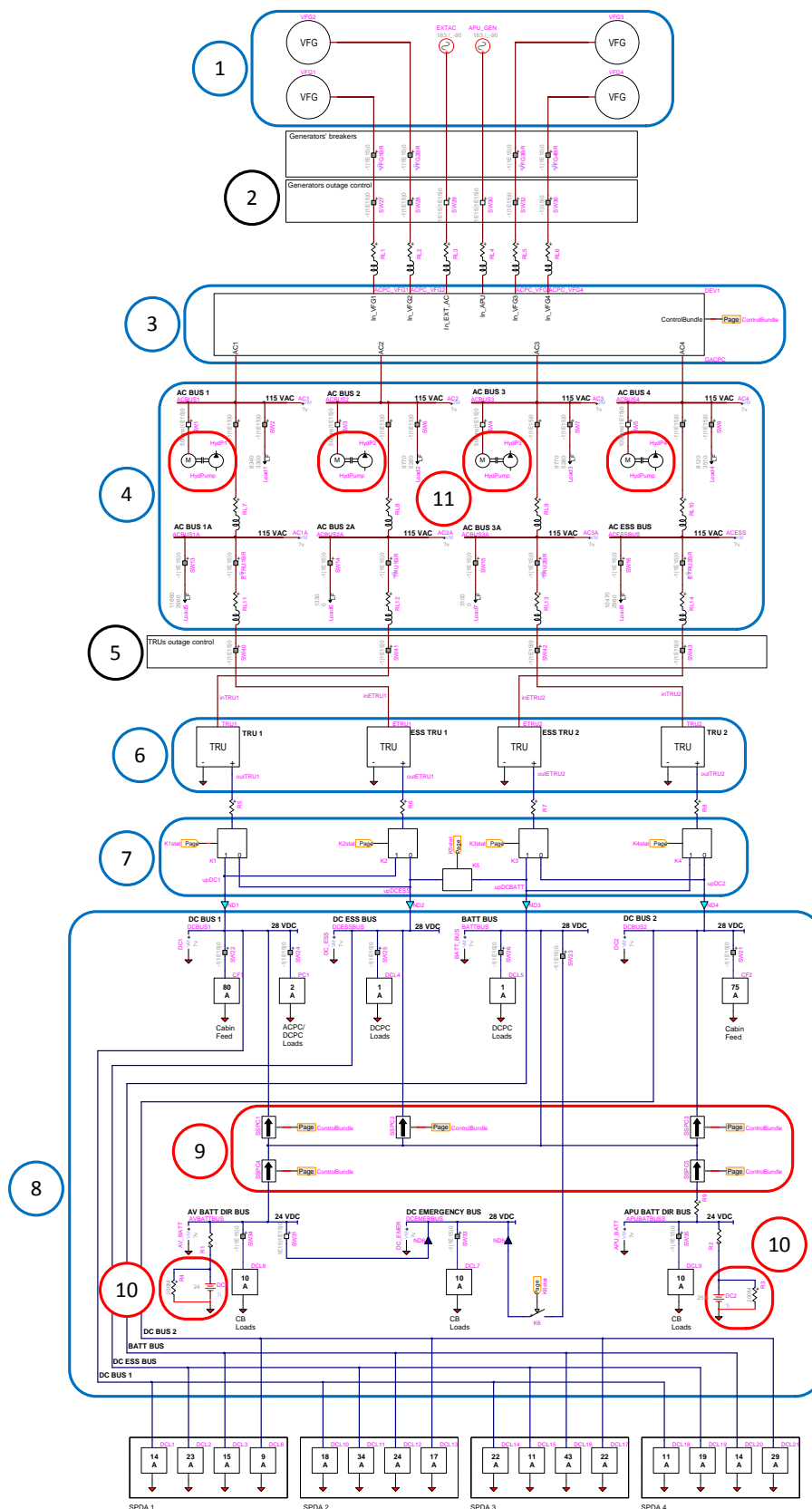


Figure 5.1 Schéma unifilaire du réseau électrique global de l'avion tel qu'implémenté dans EMTP-RV

Tableau 5.1 Tableau de la répartition des puissances des barres alternatives lors de la phase d'atterrissage (G9)(tiré de [23])

Barre	P (W)	Q (vars)
AC₁	8340	3300
EHP₁	3900	2900
AC_{1A}	11860	2960
AC₂	9770	5280
EHP₂	3900	2900
AC_{2A}	1330	0
AC₃	9770	5280
EHP₃	3900	2900
AC_{3A}	3100	0
AC₄	8120	3510
EHP₄	6200	4700
AC_{ESS}	10470	2960

5.2.1 Régime permanent

Tout d'abord, le régime permanent est validé. Le réseau électrique de l'avion doit opérer normalement à l'intérieur des limites dictées par les normes aéronautiques. Selon le tableau II de la norme MIL-STD704F [36], la tension en régime permanent d'un système AC opérant à 115 VAC et à fréquence variable doit être supérieure à 108 VAC et inférieur à 118 VAC. Le tableau 5.3 montre les valeurs des tensions aux barres AC et DC que l'on retrouve sur le schéma de la figure 5.1 sans la demande des pompes. La chute de tension dépasse la limite de 7 V à la barre AC_{1A} pour opérer à une tension approximative de 106,9 VAC. Ce dépassement est causé par plusieurs phénomènes. Premièrement, la résistance et la réactance des câbles ont été déterminées à l'aide de valeurs typiques par unité de longueur. Ensuite, les longueurs exactes des câbles n'étant pas connues, elles ont été approximées et majorées. Une surévaluation de l'impédance des câbles a pour conséquence d'engendrer une plus grande chute de tension. C'est encore plus véridique lorsque de forts courants doivent y circuler. Deuxièmement, l'emploi des mesures des puissances et des courants dans l'intervalle « 5 secondes » du bilan des charges surévalue le niveau de charge. Pour la validation en régime permanent, l'emploi de l'intervalle « en continue » est plus judicieux, car le niveau de charge est plus bas. Et finalement, en situant le point de régulation de la tension aux barres AC principales contrairement à la sortie des générateurs, la chute de tension engendrée par les câbles serait compensée.

Le tableau 5.4 montre les mêmes mesures qu'au tableau 5.3, mais cette fois-ci, les pompes

Tableau 5.2 Tableau de la répartition des courants des barres continues lors de la phase d'atterrissage (G9)(tiré de [23])

Barre	Alimentation	G9 (A)
DC₁	SPDA₁	14
	SPDA₂	18
	SPDA₃	22
	SPDA₄	11
	Cabin Feed	80
	ACPC	1
	DCPC	1
DC₂	SPDA₁	23
	SPDA₂	34
	SPDA₃	11
	SPDA₄	29
	Cabin Feed	75
DC_{BATT}	SPDA₁	15
	SPDA₂	24
	SPDA₃	43
	SPDA₄	14
	DCPC	1
DC_{ESS}	SPDA₁	9
	SPDA₂	17
	SPDA₃	22
	SPDA₄	29
	DCPC	1

hydrauliques sont en marche. On remarque que les chutes de tension sont plus importantes, car chaque canal de distribution demande un courant supplémentaire d'environ 40 A. Encore une fois, la tension de la barre AC_{1A} est sous la limite permise de 108 VAC à 103,8 VAC. La barre AC_{ESS} passe aussi sous la limite à 106,2 VAC. Il faut ajouter qu'en plus des raisons précédemment énoncées, ces barres sont les plus chargées du réseau avec respectivement 12,22 kVA et 10,88 kVA. En conséquence, le courant circulant dans ces branches du réseau sont supérieurs aux autres.

Selon le tableau IV de la norme MIL-STD704F [36], la tension continue d'un système opérant à une tension de 28 VDC doit se situer entre 22 VDC et 29 VDC. Les tableaux 5.3 et 5.4 montre que les valeurs, même avec toutes les pompes hydrauliques en fonction, demeurent au-dessus de 24 VDC.

En reprenant les valeurs du tableau 5.1, il est possible de déterminer quelles sont les puissances théoriques que doit délivrer chacun des générateurs en régime permanent. Les

Tableau 5.3 Tensions efficaces (RMS) approximatives aux barres AC et DC en régime permanent sans pompe hydraulique

VVFG₁ 115,4 VAC	VVFG₂ 115,4 VAC	VVFG₃ 115,4 VAC	VVFG₄ 115,4 VAC
VAC₁ 112,1 VAC	VAC₂ 112,9 VAC	VAC₃ 113,1 VAC	VAC₄ 113,2 VAC
VAC_{1A} 106,9 VAC	VAC_{2A} 111,8 VAC	VAC_{3A} 111,5 VAC	VAC_{ESS} 108,1 VAC
VDC_{ESS} 25,4 VDC	VDC₁ 26,0 VDC	VDC₂ 26,1 VDC	VDC_{BATT} 25,5 VDC

Tableau 5.4 Tensions efficaces (RMS) approximatives aux barres AC et DC en régime permanent avec pompe hydraulique

VVFG₁ 115,4 VAC	VVFG₂ 115,4 VAC	VVFG₃ 115,4 VAC	VVFG₄ 115,4 VAC
VAC₁ 108,8 VAC	VAC₂ 109,7 VAC	VAC₃ 110,2 VAC	VAC₄ 111,2 VAC
VAC_{1A} 103,8 VAC	VAC_{2A} 108,6 VAC	VAC_{3A} 108,7 VAC	VAC_{ESS} 106,2 VAC
VDC_{ESS} 24,6 VDC	VDC₁ 25,3 VDC	VDC₂ 25,4 VDC	VDC_{BATT} 25,1 VDC

valeurs de courants du tableau 5.2 sont utilisées pour approximer les puissances que les TRU demandent. Le tableau 5.5 regroupe les valeurs théoriques des puissances pour le cas où aucune pompe hydraulique n'est en fonction. Lorsque comparées au tableau 5.6, les puissances théoriques sont supérieures à celles obtenues lors de la simulation. Ce constat s'explique par la modélisation des charges AC et DC. Les valeurs de puissance indiquées dans le modèle sont valables lorsque la tension de phase est de 115,47 VAC. Or, le tableau 5.3 montre que la tension aux barres AC n'est pas à sa valeur nominale et qu'une chute de tension est observée dans les câbles d'alimentation.

La relation entre la puissance apparente et la tension est montrée à l'équation (5.1).

$$\vec{S} = \frac{|\vec{V}_{LL}|^2}{\vec{Z}} \quad (5.1)$$

À titre d'exemple, la barre AC_1 demande une puissance apparente théorique de $\vec{S}_{AC_1} = 8340 + j3300$ VA à une tension de 115,47 VAC. L'impédance équivalente calculée à partir de l'équation (5.1) est de $\vec{Z}_{charge_{AC_1}} = 4,15 + j1,64 \Omega$. À une tension de 112,1 VAC, cette impédance consomme une puissance de $\vec{S}_{AC_1} = 7860 + j3110$ VA. Pour une diminution de

2,86 % de la tension, la puissance consommée par la charge diminue de 5,75 %. La relation quadratique n'est pas parfaite parce que les valeurs des tensions obtenues en simulation sont approximées. Le tableau 5.8 montre un exemple de calcul pour le générateur VFG_1 . La puissance apparente théorique calculée est donnée au tableau 5.5 et est d'environ 23243 VA. Celle obtenue en simulation est d'environ 21768 VA, soit 6,35% inférieure à la valeur théorique. Par contre, en s'attardant aux calculs présentés au tableau 5.8 et en considérant les chutes de tension et les modèles des charges utilisés, la nouvelle valeur théorique est d'environ 20610 VA. La puissance obtenue en simulation devient supérieure à la valeur théorique, car cette dernière ne tient pas compte, dans son calcul, de la puissance dissipée dans l'impédance des câbles d'alimentation.

Tableau 5.5 Puissances théoriques délivrées par les générateurs en régime permanent sans pompe hydraulique

Générateur	VFG ₁	VFG ₂	VFG ₃	VFG ₄
Puissance active (W)	22384	15216	17686	21306
Puissance réactive (vars)	6260	5280	5280	6470
Puissance apparente (VA)	23243	16106	18457	22267
Facteur de puissance	0,963	0,945	0,958	0,957

Tableau 5.6 Puissances simulées délivrées par les générateurs en régime permanent sans pompe hydraulique

Générateur	VFG ₁	VFG ₂	VFG ₃	VFG ₄
Puissance active (W)	20520	14450	16280	19950
Puissance réactive (vars)	7265	5820	5980	7550
Puissance apparente (VA)	21768	15578	17344	21331
Facteur de puissance	0,943	0,928	0,939	0,935

Tableau 5.7 Puissances consommées par les TRU en régime permanent sans pompe hydraulique

TRU	TRU ₁	ETRU ₁	ETRU ₂	TRU ₂
Puissance active (W)	3665	2067	2552	3787
Puissance réactive (vars)	600	240	330	580
Puissance apparente (VA)	3714	2081	2573	3831
Facteur de puissance	0,987	0,993	0,992	0,988

Tableau 5.8 Calculs typiques de la puissance réellement fournie par VFG_1 en simulation

Barre	AC_1	AC_{1A}	DC_{ESS}	Total
Tension théorique	115,4 VAC	115,4 VAC	28 VDC	NA
P (W)	8340	11860	2184	22384
Q (vars)	3300	2960	0	6260
\tilde{S} théorique (VA)	8340+3300i	11860+2960i	2184	22384+6260i
\tilde{Z} (Ohms)	4,15-j1,64	3,17-j0,79	0,358974359	NA
Tension simulée	112,1 VAC	106,9 VAC	25,4 VDC	NA
\tilde{S} simulée (VA)	7860+j3110	10165+j2537	1797	19822+j5647 = 20611

5.2.2 Démarrage des pompes hydrauliques

Le démarrage des pompes entraîne une très forte demande de courant pendant environ 300 ms. Cette augmentation du courant crée une chute de tension additionnelle dans les câbles reliant les barres présentes dans le ACPC aux générateurs. Dans le but de montrer le comportement du modèle du réseau électrique avec les pompes hydrauliques, le chargement de la phase d'atterrissage est gardé et les pompes sont démarrées successivement. Pour diminuer le temps de simulation, les pompes hydrauliques connectées sur les barres AC_1 , AC_2 et AC_3 sont démarrées à 500 ms et la pompe sur la barre AC_4 est démarrée à 1 seconde. Les mesures des tensions efficaces sont superposées afin de les comparer avec le gabarit de la tension transitoire de la figure 6 de la norme MIL-STD704F [36].

La figure 5.2 montre le profil des tensions efficaces à la sortie des générateurs lors du démarrage des pompes hydrauliques. Il n'est pas étonnant de constater que les courbes respectent le gabarit de la tension, car le modèle du générateur a été créé à la section 4.1 de manière à pouvoir démarrer une pompe hydraulique avec une charge de 20 kVA. De plus, la régulation de la tension s'effectue à la sortie des générateurs. Par contre, cela a pour désavantage de produire d'importantes chutes de tension dans les barres présentes dans le CCBP. La figure 5.3 montre effectivement que les tensions efficaces ne respectent pas le gabarit de la tension transitoire.

Le gabarit de la tension continue de la figure 4.20 est plus flexible. En effet, la figure 5.4 montre le profil de ces tensions aux barres présentes dans le DCPC lorsque les pompes hydrauliques démarrent. Malgré le non-respect des limites aux barres dans le CCBP, les tensions continues demeurent beaucoup plus près des limites permises.

Bien que les tensions aux barres AC ne respectent pas le gabarit de la tension, elles le respectent au point de régulation. Pour contrevenir à ce problème, il suffirait de réajuster le régulateur de la tension pour prendre en compte l'impédance des câbles ou encore simplement effectuer la régulation de la tension aux barres présentes dans l'ACPC. Enfin, une modification

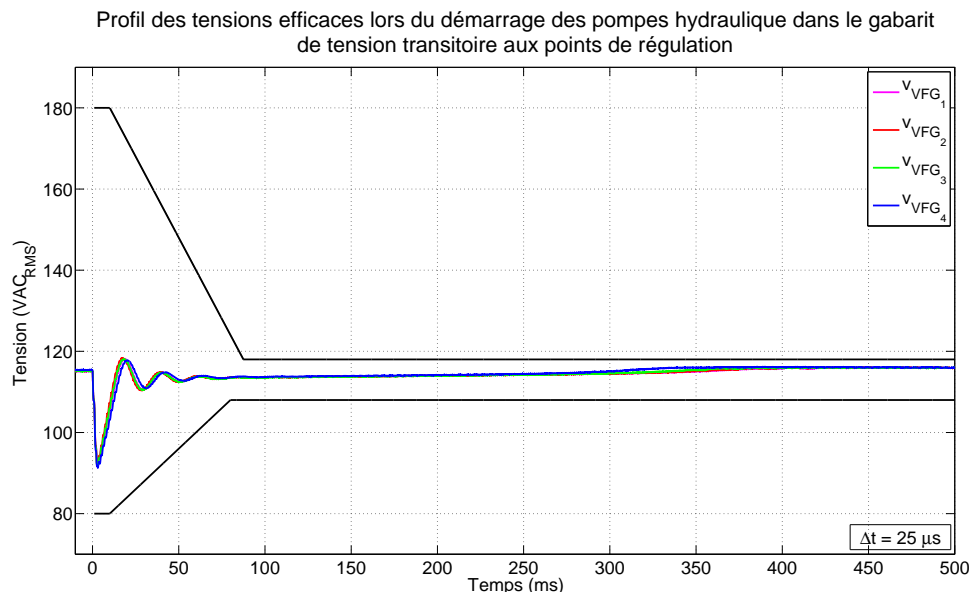


Figure 5.2 Profil des tensions efficaces au point de régulation lors du démarrage des pompes hydrauliques

du rapport de transformation du transformateur présent dans le TRU permettrait de faire entrer les tensions continues des barres dans le DCPC à l'intérieur du gabarit de tension. Il faut tout de même noter que le profil de charge utilisé est plus important et qu'en réalité, le démarrage des pompes s'effectue lorsque le réseau est beaucoup moins chargé. On peut le constater à la figure 4.13, où une charge d'environ 3,4 kVA est présente avant le démarrage de la pompe.

5.2.3 Perte d'un générateur

La section 4.5 détaille l'implémentation des contrôles automatiques intégrés au réseau électrique de l'avion. Lors de la perte d'un générateur, le réseau doit se reconfigurer automatiquement et assurer la relève selon une logique prédéterminée. Dans le cas présent, un scénario où le générateur VFG_1 tombe en panne à 0,5 seconde et revient en fonction à 1 seconde est utilisé pour montrer le fonctionnement global. Le même profil de charge de la phase d'atterrissage est gardé pour effectuer les simulations.

La figure 5.5 montre les tensions aux barres AC_1 et AC_4 lors des événements. Seules ces deux barres sont impliquées dans la partie AC du réseau, car lors de la perte de VFG_1 , c'est le générateur VFG_4 qui relève la barre AC_1 . Cette figure montre que lors des deux transferts de la source d'alimentation, la tension à la barre AC_1 tombe nulle. Cela est causé par le délai que nécessitent les contacteurs pour effectuer le transfert complet. La barre AC_1 , pendant

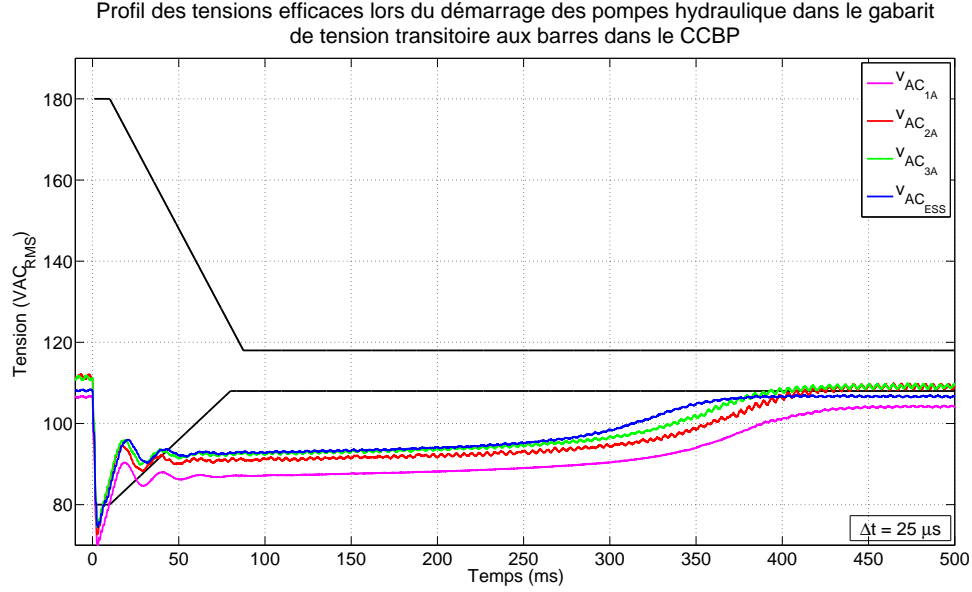


Figure 5.3 Profil des tensions efficaces aux barres dans le CCBP lors du démarrage des pompes hydrauliques

l'absence de VFG_1 est alimentée par VFG_4 et de légères perturbations dans la tension de la barre AC_4 sont perceptibles lors des manœuvres d'enclenchements et de déclenchements de la charge de la barre AC_1 .

La figure 5.6 montre le courant que fournit le générateur VFG_4 tout au long de la simulation. Normalement, le comportement attendu aurait été d'observer :

1. un courant constant avant la défaillance de la barre AC_4 ;
2. le courant des deux barres AC_1 et AC_4 ;
3. le retour au courant normal de la barre AC_4 .

Par contre, on remarque que pendant 50 ms avant et après la relève de la barre AC_1 par le générateur VFG_4 , ce dernier fournit légèrement plus de courant. Ce phénomène s'explique par la logique de la relève dans la partie DC où la barre DC_{BATT} alimente la barre DC_{ESS} lorsqu'il y a une absence de tension. Or, la barre DC_{BATT} est alimentée par le $ETRU_2$, qui lui-même est alimenté par le générateur VFG_4 , d'où la demande de courant supplémentaire lors du délai de transition de 50 ms. Les différentes phases dans le courant du générateur VFG_4 sont donc :

1. Alimentation des barres AC_4 et DC_{BATT}
2. Alimentation des barres AC_4 , DC_{BATT} et DC_{ESS}
3. Alimentation des barres AC_4 , AC_1 , DC_{BATT} et DC_{ESS}

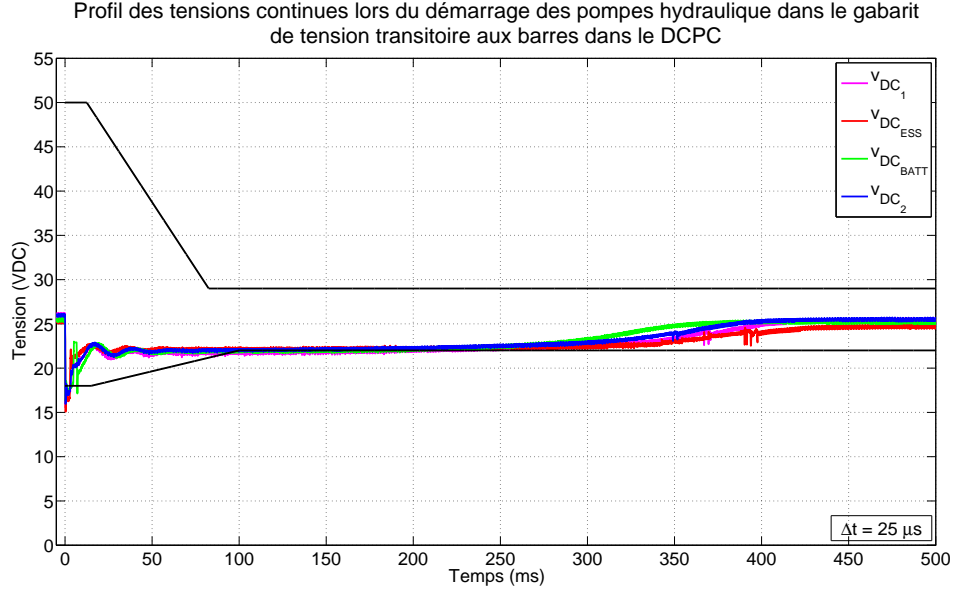


Figure 5.4 Profil des tensions continues aux barres dans le DCPC lors du démarrage des pompes hydrauliques

4. Alimentation des barres AC_4 , DC_{BATT} et DC_{ESS}
5. Alimentation des barres AC_4 et DC_{BATT}

Du côté de la partie DC, la figure 5.7 montre les tensions aux deux barres impliquées dans la défaillance de VFG_1 . La tension à la barre DC_{ESS} chute au moment de la perte du générateur, mais la barre est relevée très rapidement par l'entremise des SSPC. Ces contacteurs sont modélisés à la section 4.4 et présentent l'avantage de pouvoir ouvrir et fermer un circuit à l'intérieur de 2 ms. La perturbation est bien visible dans la tension de la barre DC_{BATT} lorsqu'elle relève la barre DC_{ESS} . La figure 5.8 montre un agrandissement des moments où les SSPC entrent en action. Bien qu'ils aient été modélisés pour opérer à l'intérieur de 2 ms, les temps de transfert se situent plus autour de 3 ms. Ce délai additionnel s'explique par la nature de la consigne de fermeture et la lecture de la tension de la barre. En effet, dans la section 4.4, l'intervalle de temps est calculé à partir du moment où la consigne de fermeture tombe à « vrai ». Or, dans l'implémentation des contrôles automatique, la consigne de fermeture est envoyée au moment où la tension de la barre tombe sous 24 VDC pour les SSPC 1 à 3 et sous 20 VDC pour les SSPC 4 et 5. Ensuite, la lecture de la tension sur laquelle la consigne se base n'est pas directe. Elle est filtrée afin de diminuer certaines oscillations lors des moments critiques de fermeture et d'ouverture. Par conséquent, si le moment où la commande est appliquée est utilisé comme temps de référence, le délai d'activation est bel et bien autour de 2 ms.

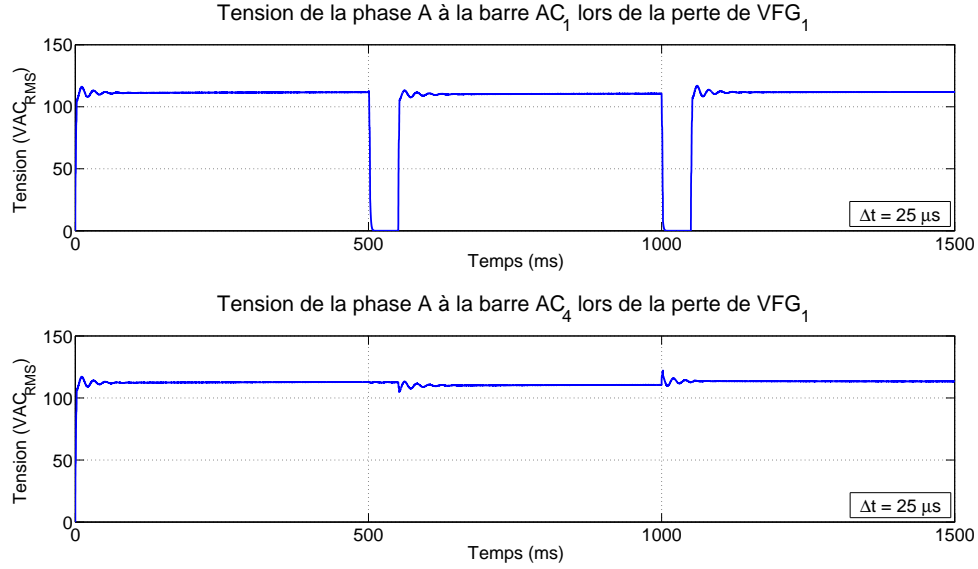


Figure 5.5 Tensions efficaces aux barres AC_1 et AC_4 lors de la perte et du rétablissement de VFG_1

Lorsqu'il y a absence de tension aux barres DC_1 , DC_{ESS} et DC_2 , c'est la barre DC_{BATT} qui prend la relève de leur charge. En conséquence, c'est le générateur VFG_4 qui voit sa puissance demandée augmenter. Il est intéressant de montrer le comportement du réseau dans le cas où c'est VFG_4 qui fait défaillance. Le prochain scénario est calqué sur le précédent à l'exception que c'est le générateur VFG_4 qui tombe en panne entre les temps de 0,5 et 1 seconde.

La figure 5.9 montre les tensions aux barres AC_1 et AC_4 tout au long du scénario. Les courbes sont similaires à celles retrouvées à la figure 5.5 sauf que les rôles des barres sont inversés. La différence se situe essentiellement aux barres DC.

La figure 5.10 montre les tensions aux barres DC_{ESS} et DC_{BATT} lors de la simulation. Le profil de la tension de la barre DC_{ESS} semble similaire à celui de la barre DC_{BATT} de la figure 5.7 où une barre reprend la charge de l'autre. Par contre, la perturbation dans la tension de la barre DC_{ESS} n'est pas causé par la relève de la barre DC_{BATT} , mais par la relève de la barre AC_4 par la barre AC_1 . La tension de la barre DC_{BATT} est aussi différente de celle de la barre DC_{ESS} de la figure 5.7. Effectivement, la relève n'est pas assurée par une autre barre DC alimentée par un générateur, mais par les batteries. Le profil de cette tension est très plat lors des délais de 50 ms nécessaires aux transferts des barres AC.

La figure 5.11 montre un agrandissement des moments où la relève de la barre DC_{BATT} est assurée par les batteries. Le délai tourne toujours autour de 3 ms pour les mêmes raisons

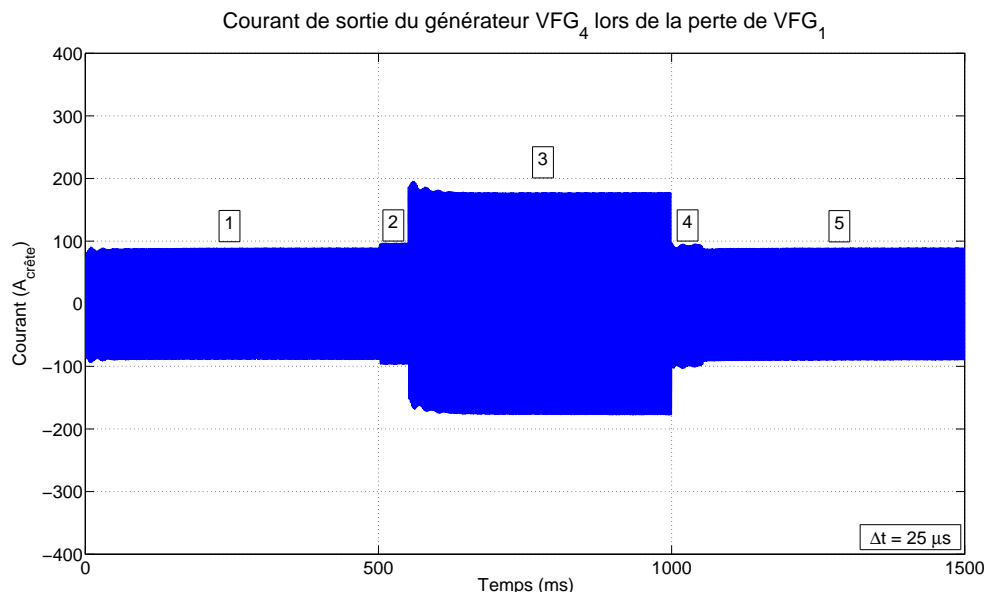


Figure 5.6 Courant de sortie de VFG_4 lors de la perte et le rétablissement de VFG_1

qu'énoncées précédemment. Les délais sont légèrement plus longs que ceux de la figure 5.8, car la tension limite est de 20 VDC au lieu de 24 VDC. Cette différence entraîne un délai supplémentaire avant que la consigne de fermeture ne soit donnée, car la tension doit chuter à une tension inférieure. Par contre, tout comme dans le cas précédent, le temps entre le moment où la commande est appliquée et le moment où la tension de la batterie se retrouve à la barre est d'environ 2 ms.

5.2.4 Comparaison avec des formes d'ondes réelles

Un des buts de la modélisation était de reproduire le comportement du réseau électrique du Global Express. Par contre, le manque d'information a nécessité l'émission de plusieurs hypothèses afin d'obtenir des modèles pour chacun des éléments du réseau. Tout de même, certaines formes d'ondes de tensions et de courants sont disponibles afin de pouvoir comparer le comportement du modèle avec celui du réseau réel. Malgré la quantité et la diversité des événements possibles, seuls les démarrages des pompes ainsi que les transferts des générateurs ont des influences marquées sur la dynamique du réseau.

La comparaison entre les formes d'ondes de la tension et du courant d'un générateur obtenues en simulation et celles relevées directement sur le réseau lors du démarrage d'une pompe hydraulique est montrée à la figure 4.17. Cette forme d'onde a été utile pour la modélisation commune du générateur et de la pompe hydraulique.

Les figures 5.12 à 5.14 montrent les comparaisons entre les tensions de phase de la barre

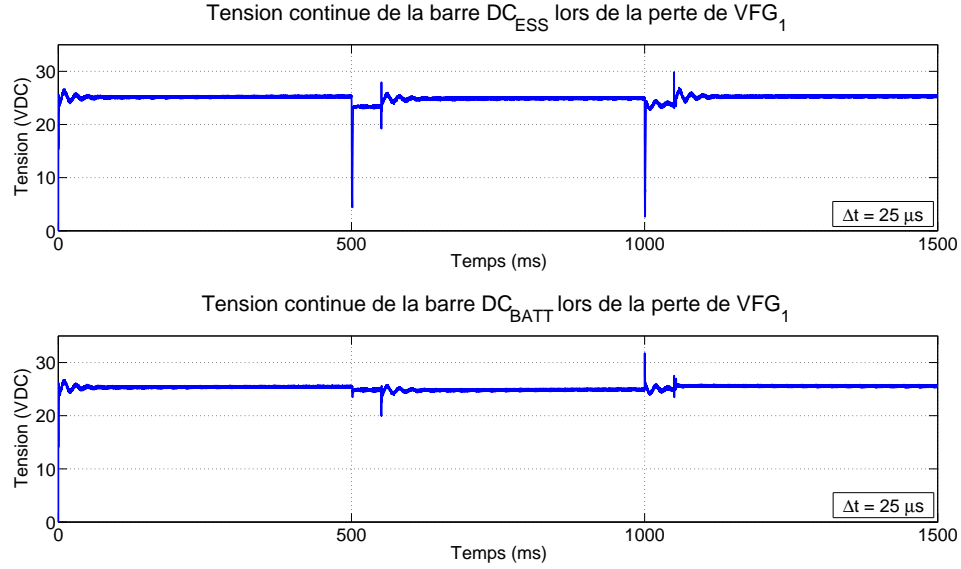


Figure 5.7 Tensions continues des barres DC_{ESS} et DC_{BATT} lors de la perte et du rétablissement de VFG_1

AC_3 lors de la mise hors service des générateurs VFG_3 et VFG_4 [38]. Les pompes hydrauliques ont été préalablement démarrées et le temps de transfert des contacteurs lors de la détection de la perte des générateurs est d'environ 20 ms. Les formes d'ondes ont des allures similaires sans être identiques. Il faut noter qu'aucune information en rapport avec cet évènement n'est disponible. Par conséquent, pour obtenir les résultats simulés, le profil de charge de la phase d'atterrissage de l'avion est gardé et la fréquence d'opération est ajustée à 365 Hz. Cette fréquence est celle calculée à partir de la forme d'onde expérimentale. Enfin, comme les générateurs démarrent synchronisés en simulation contrairement à ceux présents dans l'avion, la phase du générateur VFG_2 est ajustée pour être de pair avec celle représentée dans les ondes expérimentales.

Les différences entre les formes d'ondes expérimentales et simulées sont plus grandes pendant le transfert des générateurs. En effet, pendant cet instant, c'est la pompe hydraulique qui, grâce à son inertie, alimente en tension et en courant la barre AC. La tension produite par la pompe réelle diminue plus rapidement que celle produite par le modèle. Parmi les explications plausibles, il y a l'absence de câbles d'alimentation entre la barre AC_3 et le moteur de la pompe hydraulique. Ce câble a une impédance et créerait une chute de tension lorsque la pompe alimente la barre pendant le transfert. Aussi, dans la section 4.2.4, il est montré que, lorsque le modèle de la pompe est utilisé à des fréquences inférieures à 400 Hz, les erreurs sur le régime permanent sont très élevées. Il faut alors être prudent avant de

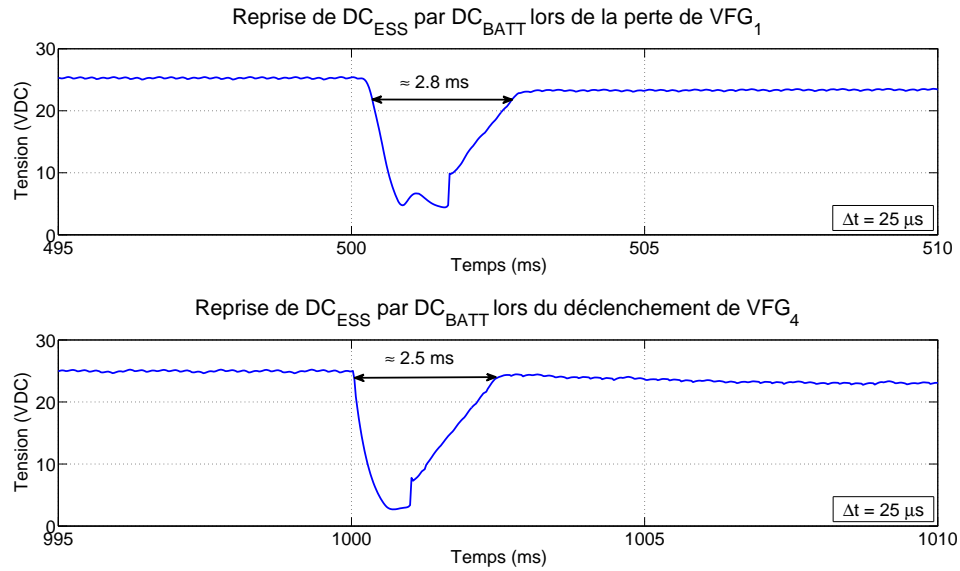


Figure 5.8 Agrandissements de la tension continue de la barre DC_{ESS} lors de la relève par la barre DC_{BATT}

tirer des conclusions. De plus, la valeur de la résistance interne de la machine peut avoir été sous-estimée à la section 4.2.2 créant une plus petite chute de tension qu'en réalité. Pour s'assurer de la validité ou de l'invalidité du modèle de la pompe ou même du générateur, il est primordial d'avoir accès à de plus amples informations ou à des équipements physiques qui pourraient être caractériser en détail. Somme toute, avec les informations disponibles, le modèle réussit bien à recréer la dynamique générale de la forme de la tension.

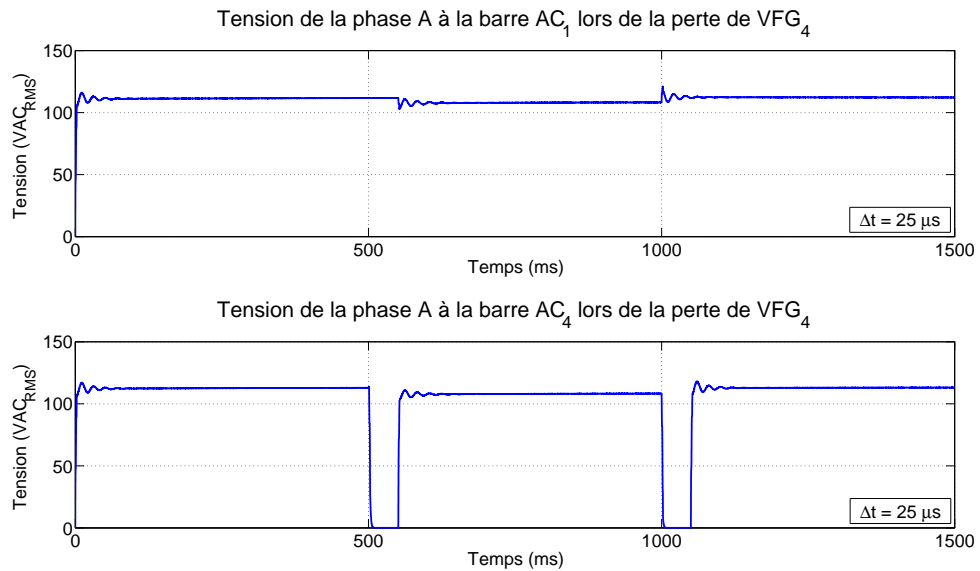


Figure 5.9 Tensions efficaces aux barres AC_1 et AC_4 lors de la perte et le rétablissement de VFG_4

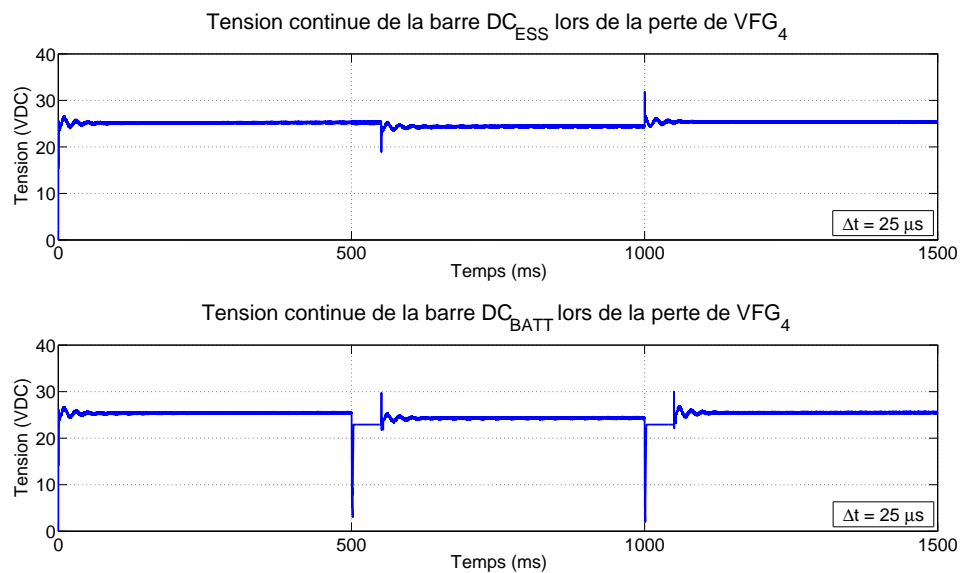


Figure 5.10 Tensions continues des barres DC_{ESS} et DC_{BATT} lors de la perte et le rétablissement de VFG_4

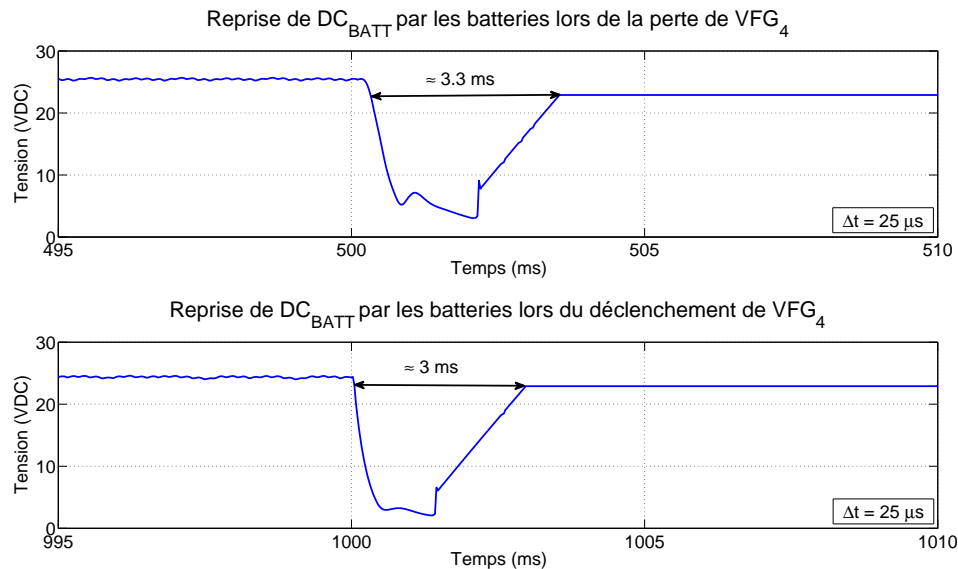


Figure 5.11 Agrandissements de la tension continue de la barre DC_{BATT} lors de la relève par les batteries

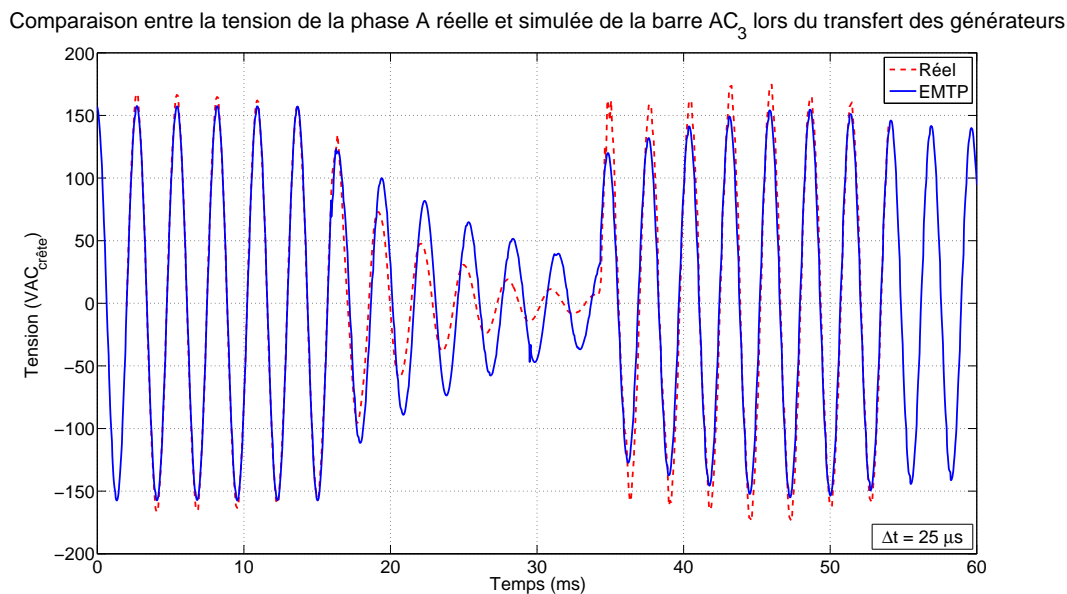


Figure 5.12 Comparaison de la tension de la phase A à la barre AC_3 lors de la perte des générateurs VFG_3 et VFG_4 (tiré de [38])

Comparaison entre la tension de la phase B réelle et simulée de la barre AC_3 lors du transfert des générateurs

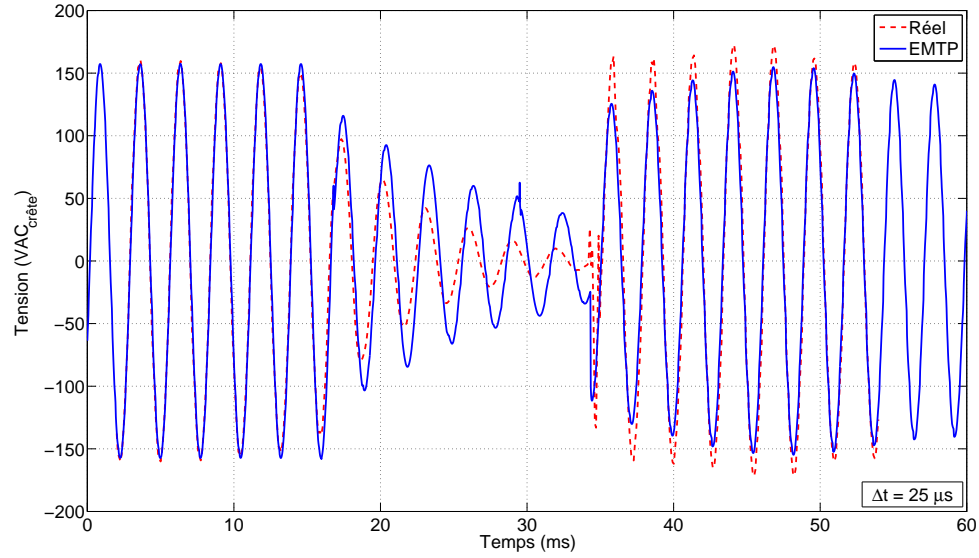


Figure 5.13 Comparaison de la tension de la phase B à la barre AC_3 lors de la perte des générateurs VFG_3 et VFG_4 (tiré de [38])

Comparaison entre la tension de la phase C réelle et simulée de la barre AC_3 lors du transfert des générateurs

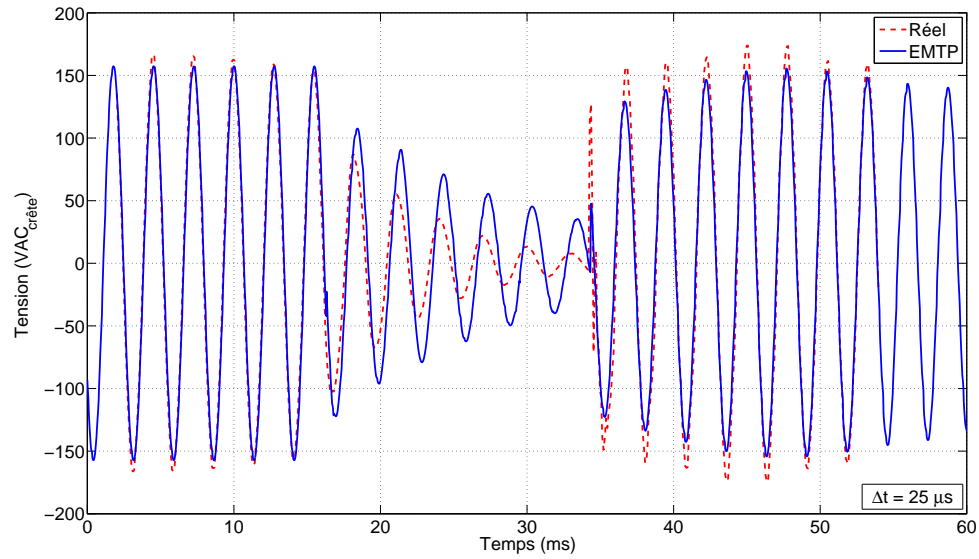


Figure 5.14 Comparaison de la tension de la phase C à la barre AC_3 lors de la perte des générateurs VFG_3 et VFG_4 (tiré de [38])

CHAPITRE 6

ÉTUDE DE CAS

La disponibilité d'un modèle du réseau électrique de l'avion a pour avantage d'aider à retrouver les conditions créant certains événements non désirés. L'augmentation de la charge électrique rend la conception des avions de plus en plus complexe. Certains phénomènes peuvent être observés dans le réseau électrique sans connaître avec certitude la cause de leur présence. L'utilisation d'un modèle numérique peut aider à confirmer ou à infirmer les hypothèses émises. Enfin, il a l'avantage de pouvoir créer des événements qui seraient dévastateurs pour un avion ou engendreraient des coûts supplémentaires lors de la phase de conception.

Un des problèmes soulevés par les manufacturiers concerne les interrupteurs principaux dans la partie à tension alternative du réseau électrique. Sous certaines conditions, lors de transferts de charges, les contacts d'un interrupteur de transfert peuvent se souder à cause de courants transitoires trop importants. Les conditions dans lesquelles survient l'évènement en question ne sont pas totalement définies. Dans certains cas, l'interrupteur pourrait se souder lors du transfert du contact d'une borne à l'autre. Il est donc plausible qu'une surtension de manœuvre cause un claquage et endommage l'interrupteur. Dans un autre cas, il pourrait simplement être traversé par une intensité de courant supérieure à sa capacité créant suffisamment de chaleur pour souder les contacts ensemble. Dans les deux cas, les hypothèses sont plausibles et peuvent être confirmées ou infirmées à l'aide du modèle du réseau électrique de l'avion.

Pour comprendre les événements pouvant causer ces dégâts, un scénario de transfert de charge est étudié. Il est tenté de reproduire les conditions menant aux conséquences observées par le manufacturier.

6.1 Scénario à l'étude

Le schéma du réseau électrique montré à la figure 5.1, où le profil de charge est toujours la phase d'atterrissage, est utilisé. L'étude de cas est schématisée par une ligne du temps à la figure 6.1. On y retrouve les événements suivant :

- 100 ms : Toutes les pompes hydrauliques sont démarrées.
- 500 ms : Le générateur VFG_2 tombe en panne et est mis hors circuit. La barre AC_2 n'est donc plus alimentée.

- 501-550 ms : La barre AC_2 est relevé par le générateur VFG_3 . Le délai de transfert est aléatoire.
- 800 ms : Le générateur VFG_2 devient disponible à nouveau. La barre AC_2 est alors déclenchée du générateur VFG_3 .
- 800-850 ms : La barre AC_2 est alimentée de nouveau par son générateur VFG_2 .

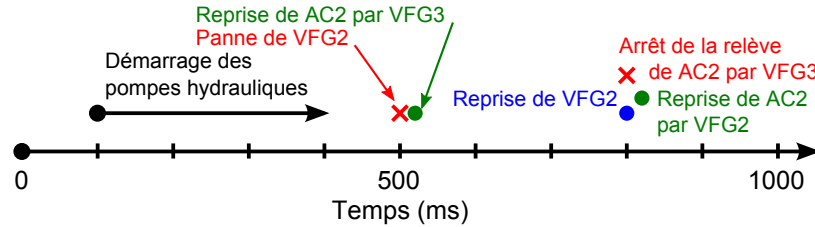


Figure 6.1 Ligne du temps de l'étude de cas

Comme les canaux de distribution sont isolés physiquement et électriquement les uns des autres, il n'est pas nécessaire de synchroniser les générateurs entre eux. De plus, les deux moteurs de l'avion ne tournent pas nécessairement à la même vitesse. Cela est encore plus vrai lors de la phase d'atterrissage, lorsque l'avion doit contrer un vent latéral. Pour maintenir sa trajectoire, le pilote peut demander plus de puissance d'un moteur en le faisant tourner à une vitesse supérieure à l'autre. Il n'est donc pas rare d'avoir une différence de fréquence d'opération pouvant aller jusqu'à 200 Hz. Pour cette raison, l'étude de cas se fait en deux volets. Le premier volet considère le modèle d'origine où les générateurs sont synchronisés et opèrent à la même fréquence. Dans le deuxième volet, les angles de référence et les fréquences d'opération des modèles des machines sont modifiés pour qu'ils soient différents pour chacun des générateurs. De cette manière, il sera possible d'évaluer l'influence de la modification de ces paramètres sur les résultats obtenus. Le tableau 6.1 résume les conditions initiales des générateurs VFG_2 et VFG_3 pour les deux volets. Dans le volet réaliste, le déphasage entre les générateurs est de 30 degrés et la différence de fréquence d'opération est de 5 Hz. Ces valeurs sont déterminées arbitrairement.

Tableau 6.1 Conditions initiales des générateurs pour les volets idéal et réaliste

Générateur	VFG ₂		VFG ₃	
Volet	Idéal	Réaliste	Idéal	Réaliste
Angle de référence θ (°)	0	30	0	0
Fréquence	430	435	430	430

6.2 Étude préliminaire

Afin de déterminer quels sont les évènements à observer, quelques études préliminaires sont requises. En effet, malgré la simplicité du scénario proposé, beaucoup d'éléments sont en relations et il peut être difficile de trouver sur quel élément porter une attention particulière.

Tout d'abord, dans le seul but d'avoir un plus grand contrôle sur la suite des évènements, la structure du modèle du réseau électrique est légèrement modifiée, tel que montré à la figure 6.2. Les contacteurs formant la logique de reconfiguration automatique de l'alimentation des barres AC en cas de défaillance d'un ou plusieurs générateurs sont retirés et remplacés par des liens simples allant des générateurs aux barres. Un interrupteur d'interconnexion est placé entre les barres AC_2 et AC_3 , permettant de relever la barre AC_2 par VFG_3 lors de la défaillance de VFG_2 .

Ensuite, plusieurs variables peuvent être observées lors de la simulation, notamment :

- les tensions des barres v_{AC_2} et v_{AC_3} ;
- les courants de sortie des générateurs i_{VFG_2} et i_{VFG_3} ;
- la tension aux bornes de l'interrupteur d'interconnexion v_{TIE} et le courant le traversant i_{TIE} ;
- les courants demandés par les pompes hydrauliques i_{EHP_2} et i_{EHP_3} ;
- les courants demandés par les charges AC des barres de l'ACPC i_{L_2} et i_{L_3} .

Enfin, il est crucial de déterminer l'élément qui joue un rôle primordial dans le scénario. Les simulations préliminaires ont permis de déterminer que l'interrupteur d'interconnexion a une influence sur la dynamique du réseau. C'est donc sur cette variable que l'attention sera portée afin d'analyser le comportement du réseau électrique.

6.3 Étude statistique

Le temps de fermeture de l'interrupteur d'interconnexion joue un rôle important sur la dynamique du réseau global. Une étude statistique est utilisée pour déterminer les conditions menant au pire comportement possible. Dans ce premier cas, le temps de fermeture est la variable aléatoire utilisée.

Un contacteur triphasé, lorsque fermé, ne verra pas ses trois contacts se fermer nécessairement simultanément. La mécanique de ces derniers fait en sorte qu'il est possible d'avoir un délai de fermeture entre les phases. Ce délai est aléatoire et dépend des conditions environnantes du moment. Il se peut que, pour de multiples raisons, le mécanisme d'un des contacts d'un même interrupteur triphasé soit plus usé que les autres, entraînant un léger délai supplémentaire lors des transferts. En général, les temps de fermeture des contacts suivent une loi gaussienne dont l'écart-type se situe autour $630 \mu s$. Dans cette étude, l'écart-type sera

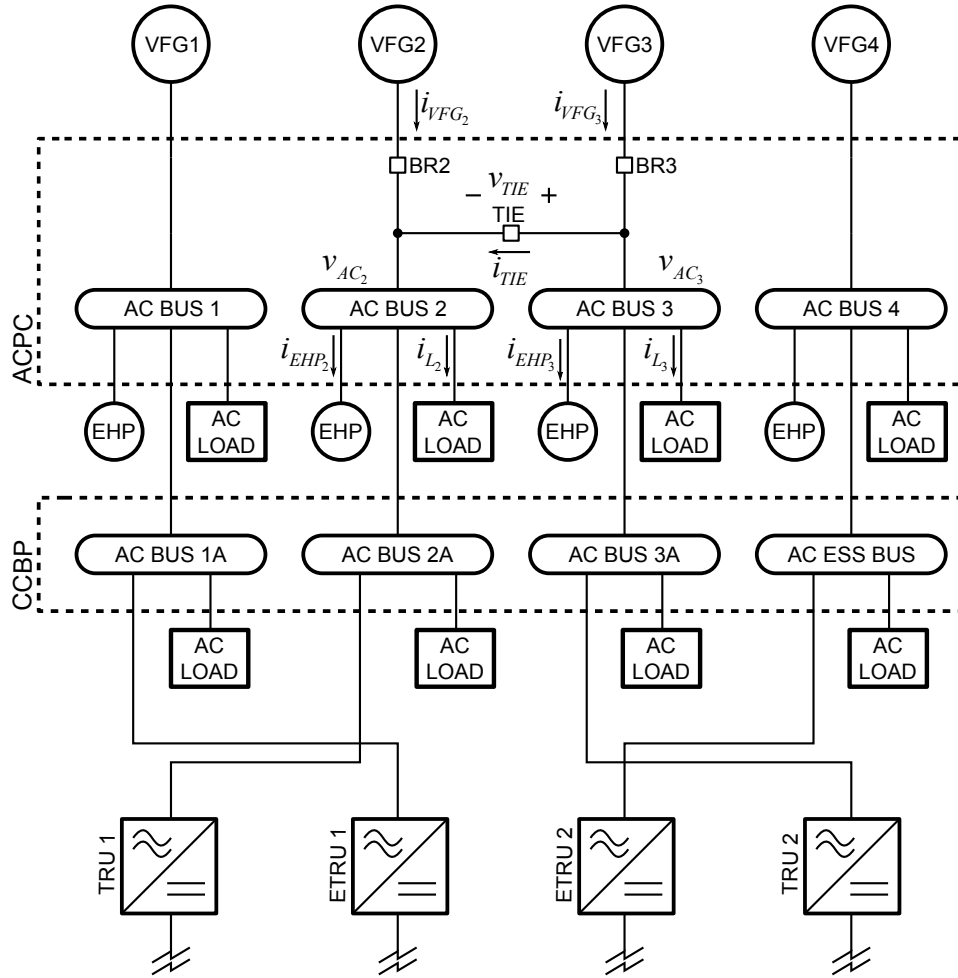


Figure 6.2 Schéma unifilaire simplifié de la partie AC modifié pour l'étude de cas

arrondie à $500 \mu s$. Le temps de fermeture moyen de l'interrupteur d'interconnexion, après l'ouverture du disjoncteur du générateur VFG_2 à 0,5 seconde, est de 0,51 seconde.

La figure 6.3 montre le résultat de l'étude statistique sur 200 simulations de l'amplitude maximale du courant qui traverse l'interrupteur d'interconnexion lorsque les générateurs sont synchronisés. On constate que, dépendamment des temps de fermeture des contacts, les courants qui les traversent sont plus ou moins grands. La valeur de l'amplitude du courant est maximale pour la phase C à la 131^e simulation. Il y a alors un appel maximal de 641 A crête (453,2 A efficace). Pour obtenir ce comportement, les temps de fermeture des phases de l'interrupteur d'interconnexion sont :

- Phase A : 510,900 ms ;
- Phase B : 520,875 ms ;
- Phase C : 510,200 ms.

La figure 6.4, quant à elle, montre le résultat des 200 simulations de l'amplitude maximale du courant qui traverse l'interrupteur d'interconnexion lorsque les générateurs ne sont pas synchronisés. La valeur de l'amplitude du courant est maximale pour la phase C à la 153^e simulation. Il y a alors un appel maximal de 633 A crête (447,6 A efficace). Pour obtenir ce comportement, les temps de fermeture du des phases de l'interrupteur d'interconnexion sont :

- Phase A : 511,100 ms ;
- Phase B : 520,875 ms ;
- Phase C : 510,400 ms.

Quoique le nombre de simulations ne soit pas considérable, il est possible d'affirmer que la synchronisation des générateurs n'a pas d'effet majeur sur les résultats. De plus, les temps de fermeture des contacts où le courant maximal est observé sont à toutes fins pratique les mêmes.

Le comportement du réseau électrique est grandement influencé par le modèle des interrupteurs utilisé. Dans les deux études statistiques précédentes, le modèle d'interrupteur ferme instantanément les contacts lorsque le temps est venu, mais attend le passage du courant par zéro avant de les ouvrir. L'hypothèse que les interrupteurs ont la capacité d'ouvrir un circuit avant le passage du courant par zéro peut être posée.

Comme la synchronisation des générateurs n'a pas d'effet sur les résultats, le réseau à générateurs synchronisés est utilisé pour les simulations subséquentes. Dans le deuxième cas, l'étude statistique emploie des interrupteurs ayant une marge de courant infinie. La marge de courant est la valeur de courant que l'interrupteur peut couper instantanément. Les contacts ouvriront peu importe la valeur du courant le traversant. Des surtensions pourront être observées, car le réseau est majoritairement inductif, et selon l'équation (6.1), qui exprime la tension aux bornes d'une inductance, une grande variation de courant causé par l'ouverture des contacts entraîne l'apparition d'une grande tension.

$$V_L = L \frac{di(t)}{dt} \quad (6.1)$$

Pour évaluer ce cas, la variable aléatoire est le temps d'ouverture de l'interrupteur d'interconnexion. L'écart-type de la distribution gaussienne, qui exprime son temps d'ouverture, est le même que celui des dernières études, soit de 500 μ s.

La figure 6.5 montre le résultat de l'étude statistique sur la tension à la barre AC_3 en fonction du temps d'ouverture de l'interrupteur d'interconnexion lorsque sa marge de courant est infinie et que les générateurs sont synchronisés. À la 40^e simulation, la surtension maximale obtenue est de 371,4 VAC crête (262,6 VAC efficace). Pour obtenir ces résultats, les temps d'ouverture des contacts des trois phases sont :

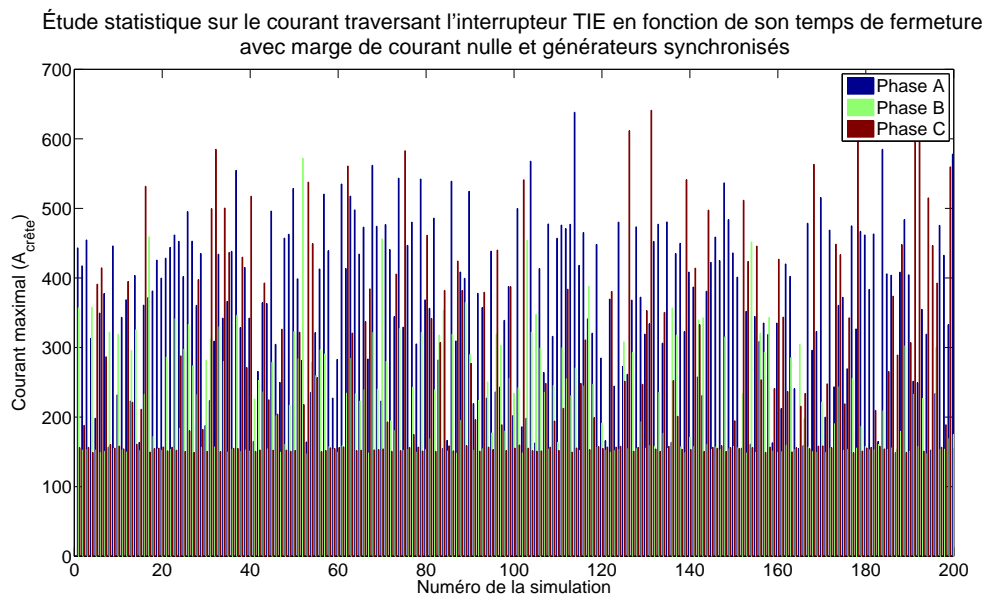


Figure 6.3 Étude statistique du temps de fermeture du relais *TIE* lorsque les générateurs sont synchronisés

- Phase A : 800,175 ms
- Phase B : 801,000 ms
- Phase C : 799,325 ms

La figure 6.6 montre le résultat de l'étude statistique sur la tension aux bornes de l'interrupteur d'interconnexion en fonction de son temps d'ouverture lorsque sa marge de courant est infinie et que les générateurs sont synchronisés. Les surtensions observées sont supérieures à celles retrouvées sur la barres AC_3 . C'est lors de la 11^e simulation que la tension la plus élevée de 538,9 VAC crête (381.06 VAC efficace) est obtenue.

- Phase A : 810,550 ms ;
- Phase B : 811,350 ms ;
- Phase C : 809,775 ms.

Cette valeur de tension équivaut à 3,3 fois la valeur nominale d'opération du réseau. Par contre, au minimum, l'interrupteur d'interconnexion doit pouvoir supporter deux fois la valeur de la tension nominale, car il est connecté entre deux générateurs non synchronisés et il peut arriver que les signaux soient en opposition de phase. La tension peut alors être de 115,47 VAC d'un côté, et de -115,47 VAC de l'autre côté, pour une différence de potentielle totale de 230,94 VAC. La surtension ne devient alors que 1,65 fois la valeur minimale qu'il doit supporter.

L'étude statistique n'est effectuée qu'à titre indicatif. Elle montre la capacité d'utiliser

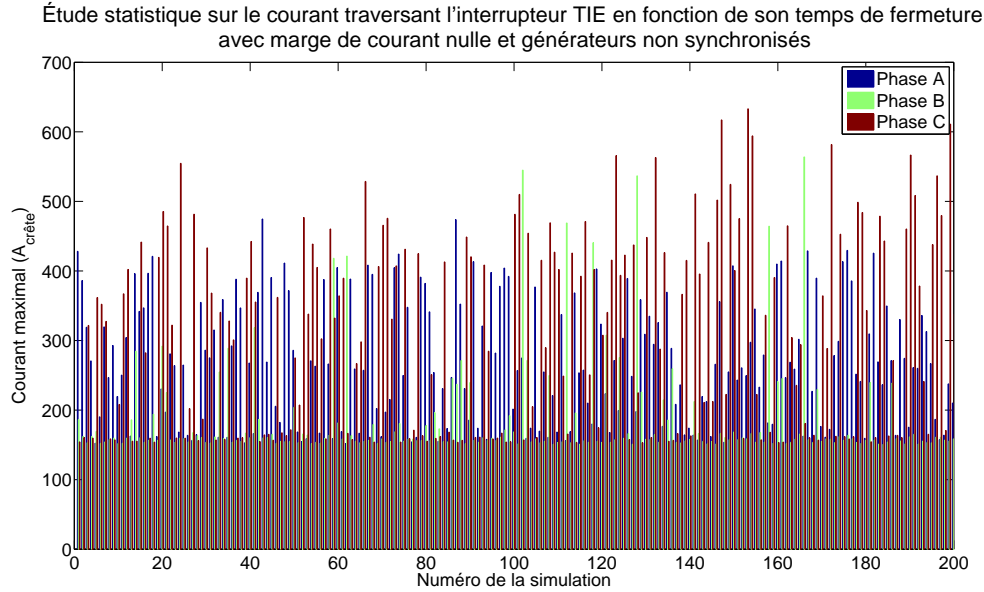


Figure 6.4 Étude statistique du temps de fermeture du relais *TIE* lorsque les générateurs ne sont pas synchronisés

un logiciel de simulation afin de produire ce type d'étude et de déterminer les conditions critiques d'un réseau électrique. Le nombre de simulations employé n'est pas suffisant pour s'assurer d'avoir obtenu les surtensions les plus élevées, mais permet de poursuivre l'analyse des phénomènes pouvant subvenir lors du transfert de charge entre deux générateurs.

6.4 Résultats des surintensités

Ces résultats sont obtenus en utilisant les temps de fermeture de l'interrupteur d'interconnexion du cas présentant la plus grande intensité de courant. Dans ce cas, c'est lorsque les générateurs sont synchronisés que la surintensité est la plus grande.

La figure 6.7 montre la surintensité qui traverse l'interrupteur d'interconnexion au moment de sa fermeture lors de la relève de la barre AC_2 par le générateur VFG_3 . Considérant que le courant d'appel lors du démarrage de la pompe hydraulique avoisine les 500 A crête, il ne peut pas provoquer à lui seul la fonte des matériaux du relais. D'ailleurs, la figure 6.8 montre la comparaison entre le courant fourni par le générateur VFG_3 et le courant du moteur électrique qui entraîne la pompe hydraulique EHP_2 . Le courant observé est tout simplement le courant d'appel de la pompe EHP_2 pour son redémarrage, ajouté aux autres charges passives de la barre AC_2 . Bien que n'étant pas alarmant, advenant la présence de plus d'une charge motrice sur un même canal, le courant d'appel pourrait devenir supérieur et provoquer une défaillance de l'interrupteur.

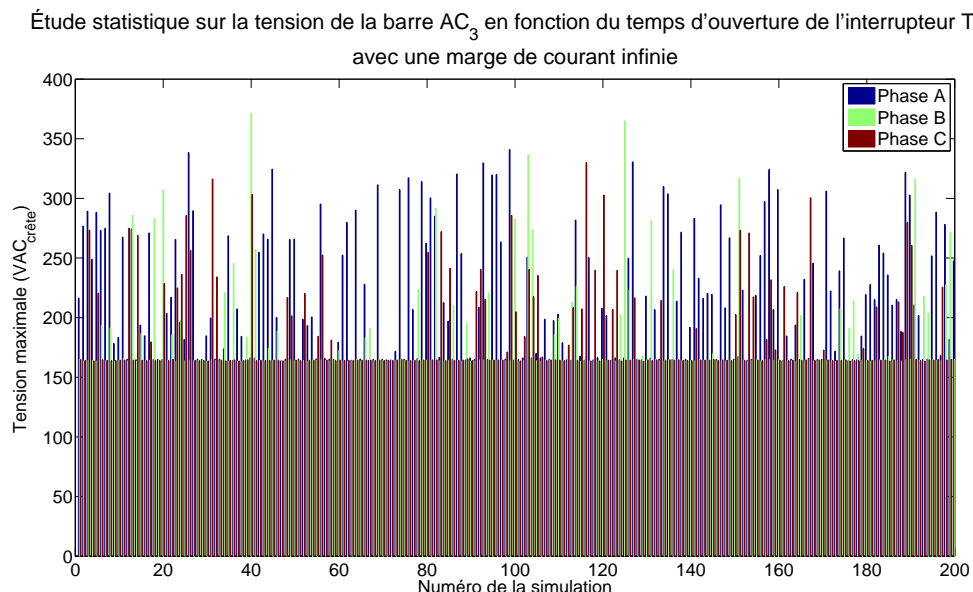


Figure 6.5 Étude statistique de la tension de la barre AC_3 en fonction du temps d'ouverture du relais TIE avec marge de courant infinie

6.5 Résultats des surtensions

Ces résultats sont obtenus en utilisant les temps d'ouverture de l'interrupteur d'interconnexion du cas présentant la plus grande surtension aux bornes de ce dernier. Il faut noter que les valeurs des surtensions obtenues varient en fonction du pas de calcul du logiciel de simulation. Le tableau 6.2 montre les valeurs et la figure 6.9 montre l'allure des surtensions à la barre AC_3 et aux bornes de l'interrupteur d'interconnexion en fonction du pas de calcul lorsque la marge de courant à l'ouverture des contacts est infinie. Les tensions augmentent presque qu'asymptotiquement à mesure que le pas de calcul diminue. Par conséquent, dans un environnement continu et suivant les mêmes conditions, les surtensions seraient infiniment grandes. En revanche, il faut prendre ces résultats avec scepticisme, car tous les interrupteurs ne coupent pas ces valeurs de courant instantanément. Lors de l'ouverture des contacts, une différence de potentiel apparaît à leurs bornes pouvant créer un arc électrique qui s'éteindra lorsque la valeur de courant sera presque nulle. Les disjoncteurs, contrairement aux interrupteurs, ont un mécanisme leur permettant de couper de plus grandes valeurs de courant.

Lorsque le réseau est simulé à l'aide d'un pas de temps très petit, les valeurs des surtensions vont au-delà de six fois les valeurs des tensions nominales. Il n'est pas surprenant de constater des défaillances d'interrupteurs lors des transferts de charge. Même si ces valeurs peuvent être surévaluées à cause de leur modèle, il est tout de même possible d'avancer que de telles manœuvres à répétition peuvent mener à la détérioration des matériaux dont les interrupteurs

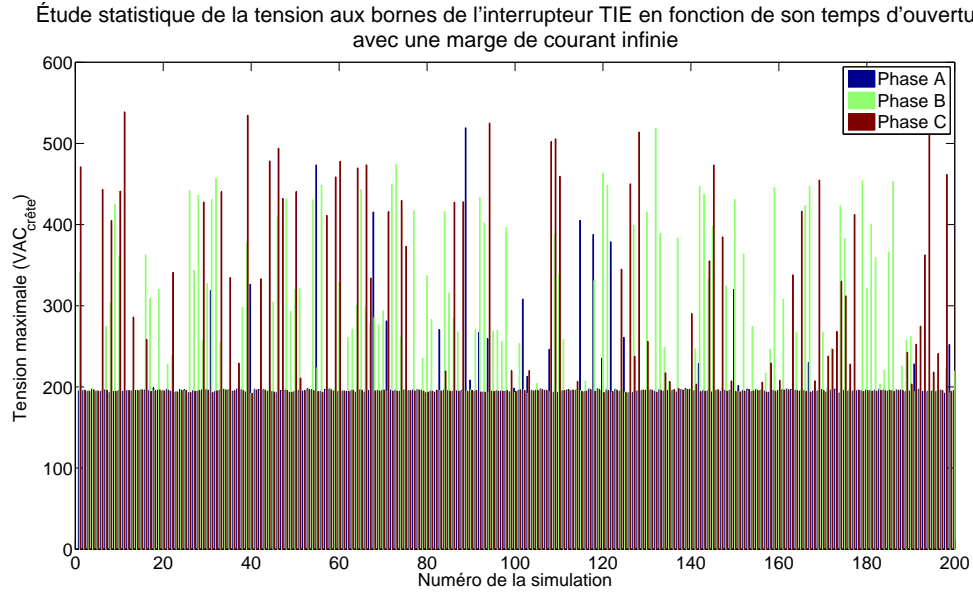


Figure 6.6 Étude statistique de la tension aux bornes du relais *TIE* en fonction son temps d'ouverture avec marge de courant infinie

sont construits et entraîner la soudure d'un contact à un autre.

Pour illustrer le comportement, les résultats d'une simulation avec un pas de temps de 50 μs sont utilisés. La figure 6.10 montre les tensions de phase à la barre AC_3 et aux bornes de l'interrupteur d'interconnexion *TIE* lors du retrait de la barre AC_2 du générateur VFG_3 . La figure 6.11 montre les courants traversant cet interrupteur lors du même évènement. Sur cette dernière figure, on observe que les contacts sont successivement ouverts près des maximums de courant. Cette grande variation du courant dans le circuit globalement inductif crée les surtensions observées tel que prédit par l'équation (6.1). Le courant étant légèrement en

Tableau 6.2 Valeur des surtensions à la barre AC_3 et aux bornes du relais d'interconnexion en fonction du pas de calcul

Δt (μs)	$v_{AC_3}(\text{VAC})$	$v_{TIE}(\text{VAC})$
1	760,34	1253,47
5	646,06	1073,62
10	560,13	932,63
15	503,62	834,82
25	432,64	704,28
50	341,03	518,23
75	298,09	424,71
100	270,37	357,92

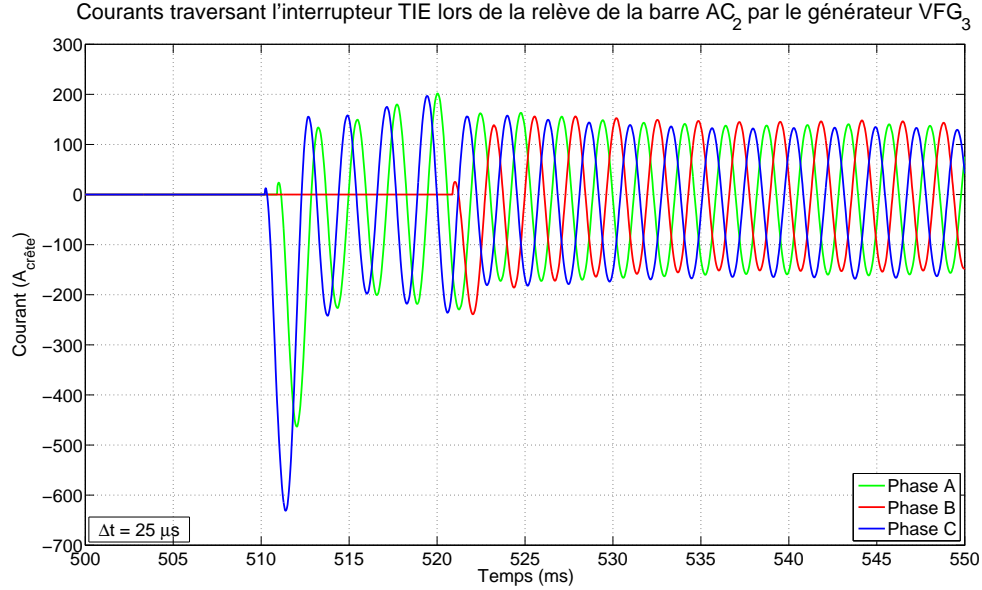


Figure 6.7 Courants traversant le relais *TIE* lors de la relève de la barre AC_2 par le générateur VFG_3

retard sur la tension, la figure 6.10 montre que les surtensions apparaissent exactement aux sommets des formes d'ondes.

Les figures indiquent que le pas de calcul est de $25 \mu s$ contrairement à ce qui est mentionné. Il faut comprendre que la méthode de résolution utilisée dans le logiciel EMTP-RV divise le pas de temps en deux lors des moments de commutation. Comme il y a présence de diodes dans le réseau électrique, le pas de calcul est constamment divisé par deux, d'où l'indication de $25 \mu s$.

Le modèle de charge AC utilisé dans le modèle est idéalisé et provoque des comportements pouvant ne pas se retrouver dans le réseau réel. La figure 6.12 montre les courants demandés par la charge AC de la barre AC_2 lors des transferts de générateurs. Lorsqu'alimenté par le générateur VFG_2 , la charge demande un courant standard équilibré. Lors du premier transfert où la barre AC_2 est enclenchée sur le générateur VFG_3 , le courant demandé comporte des composantes continues. Ce déséquilibre perdure durant tout le moment où la relève est en fonction. Il s'explique par cette nature idéale des charges. Pendant la transition, les moteurs électriques qui entraînent les pompes hydrauliques continuent d'alimenter les charges à cause de leur inertie. La charge, étant modélisée par un équivalent RL en parallèle, comporte donc un courant initial lors de l'enclenchement de la barre AC_2 sur le générateur VFG_3 . C'est cette condition initiale qui crée la composante continue dans le courant. Ce déséquilibre prend énormément de temps à s'atténuer et un modèle de charge plus sophistiqué doit

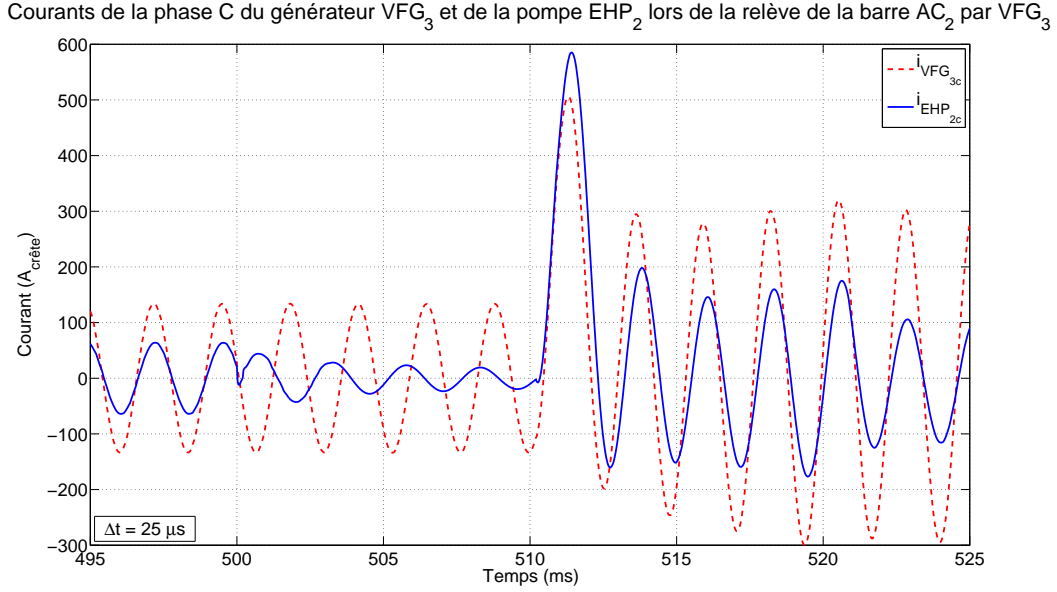


Figure 6.8 Comparaison du courant fourni par le générateur VFG_3 et du courant consommé et fourni par le moteur de la pompe hydraulique EHP_2

être développé afin de mieux reproduire le comportement du réseau électrique.

Il est intéressant d'observer que les événements de la partie AC du réseau sont bel et bien isolés et n'ont pas, ou très peu, d'influence sur la partie DC. La figure 6.13 montre les tensions continues aux barres DC_1 et DC_2 alimentées respectivement par les générateurs VFG_2 et VFG_3 tout au long de la simulation. Le démarrage initial des pompes hydrauliques est marqué par une chute de tension dans la partie DC, causée par les forts courants qui traversent les câbles. Les deux transferts de générateurs sont marqués par la relève de la barre DC_1 par la barre DC_{BATT} et par des variations de tensions pour la barre DC_2 , qui résultent des variations de tension de la barre AC_3 . La partie DC du réseau est bien isolée des surtensions par le transformateur isolateur présent à l'intérieur du TRU.

6.6 Conclusion

Le modèle du réseau électrique de l'avion, bien qu'approximatif, a permis de déterminer les conditions pouvant mener à la défaillance des interrupteurs de la partie AC. À travers cette étude de cas, la possibilité d'analyser beaucoup de scénarios dans un temps raisonnable en utilisant les options statistiques sur les temps de fermeture et d'ouverture des interrupteurs a été démontrée. Les surintensités de courant observées ne sont pas considérables, mais dans l'éventualité où plusieurs charges motrices ou à puissance constante seraient présentes, elles devront être prises en considération lors de la phase de conception. Les surtensions,

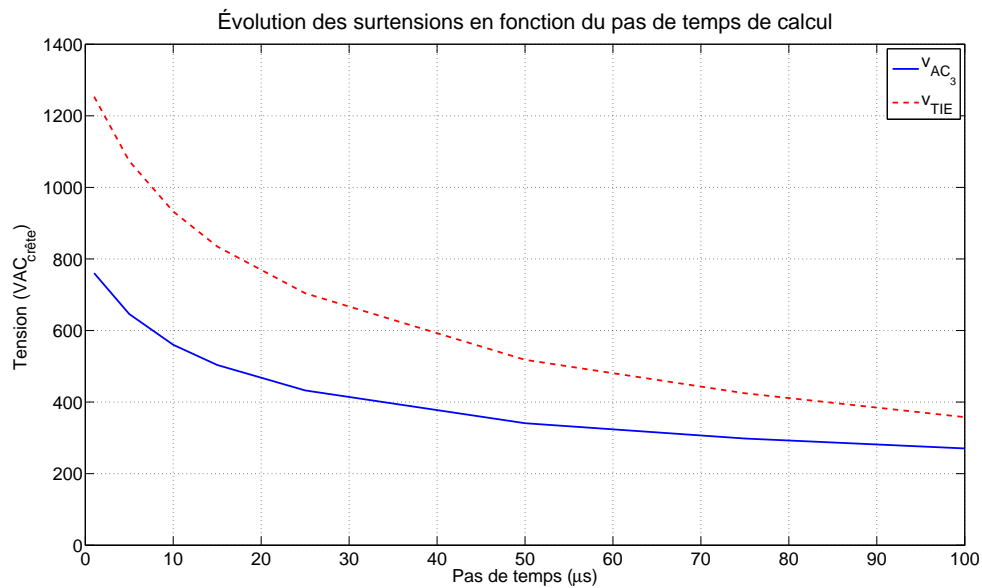


Figure 6.9 Évolution des surtensions à la barre AC_3 et aux bornes du relais d'interconnexion en fonction du pas de calcul

quant à elles, peuvent être importantes, tout dépendant du modèle d'interrupteur utilisé. Un modèle incorporant l'arc électrique doit être développé afin d'arriver avec des conclusions sans équivoque.

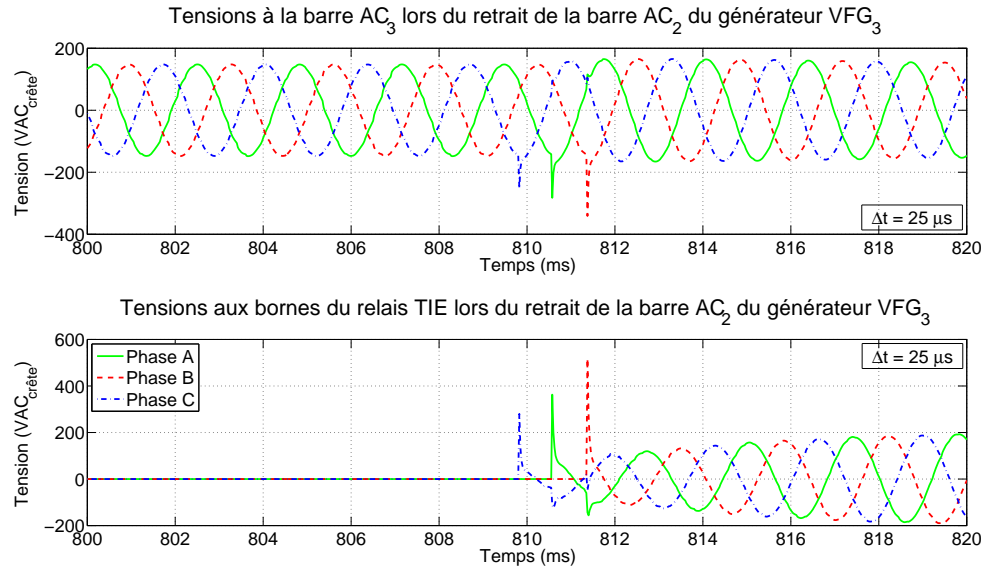


Figure 6.10 Tensions à la barre AC_2 et aux bornes du relais TIE lors du retrait de la barre AC_2 du générateur VFG_3

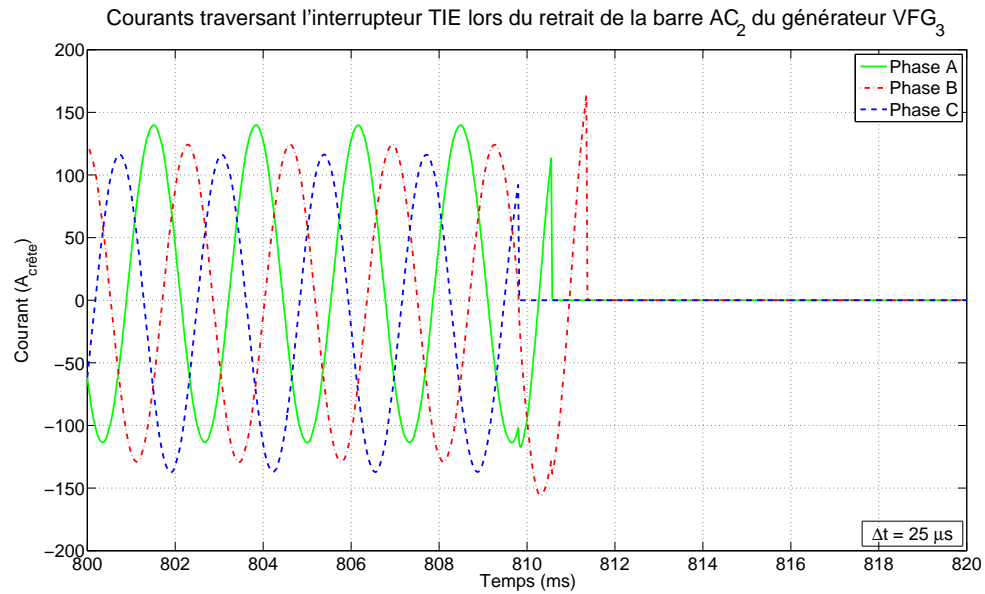


Figure 6.11 Courants traversant le relais TIE lors du retrait de la barre AC_2 du générateur VFG_3

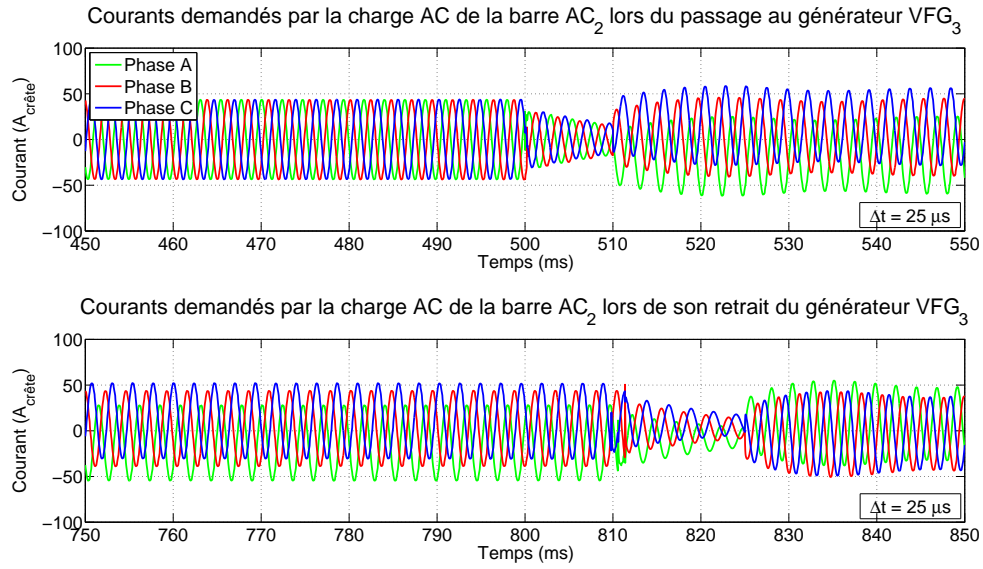


Figure 6.12 Courants i_{L_2} demandés par la charge AC de la barre AC_2 lors des deux transferts de générateur

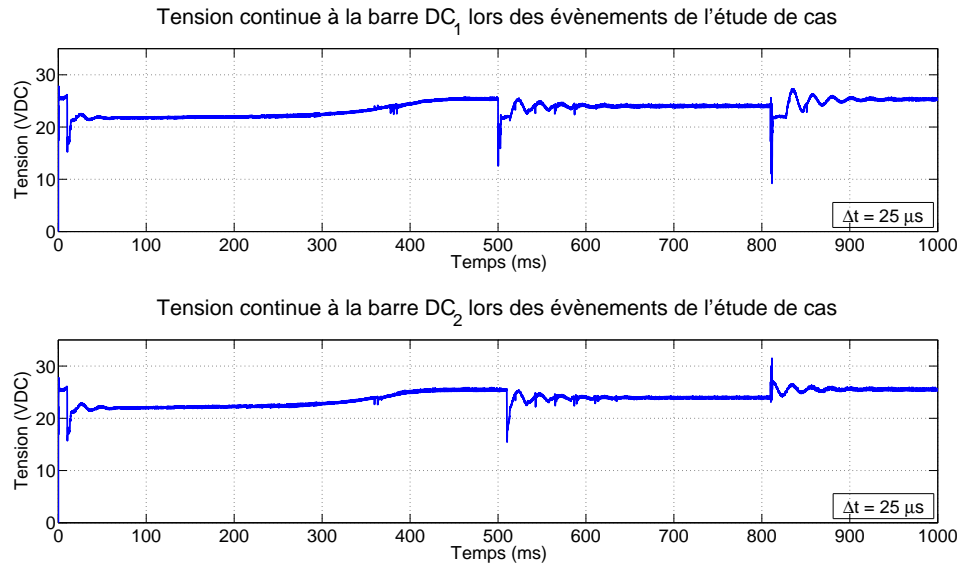


Figure 6.13 Tensions continues aux barres DC_1 et DC_2 lors de l'étude de cas

CHAPITRE 7

CONCLUSION

Le concept de l'avion plus électrique est incontournable pour les manufacturiers. Les transporteurs désirent des avions plus rentables. Pour atteindre ces objectifs, il n'y a d'autres moyens que de passer au tout électrique pour optimiser la transformation de l'énergie mécanique provenant des moteurs de l'avion. L'augmentation de la charge électrique sophistiquée le réseau de l'avion. L'évolution des procédures de certification d'un avion est inévitable pour assurer la sécurité du public. L'utilisation de modèles permettra non seulement de rajeunir les méthodes d'analyse actuelles pour faire face aux prochains défis technologiques, mais aussi de pousser la recherche de nouvelles architectures et d'étudier les concepts existants.

Ce mémoire a permis de démontrer la capacité à créer des modèles mathématiques des éléments présents dans le réseau électrique de l'avion. Il a aussi présenté les possibilités offertes par l'utilisation du logiciel de simulation EMTP-RV pour la modélisation et la simulation du réseau complet. Le savoir-faire développé dans le domaine de l'énergie électrique a été adapté aux réalités du secteur de l'aéronautique.

Les modèles des principaux éléments constituant le réseau électrique de l'avion tels que les générateurs, les moteurs entraînant les pompes hydrauliques, les transformateurs redresseurs et les contacteurs à semi-conducteurs ont été créés. La logique de la reconfiguration automatique implémentée a permis de démontrer la capacité à intégrer des automatismes au modèle du réseau.

Le générateur à fréquence variable a été modélisé à l'aide des données fournies par le manufacturier. Son fonctionnement à fréquence variable doit être employé avec précaution. La conception d'un régulateur de tension fut nécessaire à cause du manque d'information. Le comportement respecte tout de même les limites imposées par les normes aéronautiques et l'amélioration du modèle passera par l'accès au générateur à fréquence variable afin de le caractériser plus finement, ainsi qu'aux détails de son asservissement.

Le moteur électrique entraînant la pompe hydraulique présentait des informations touchant son comportement. Les formes d'ondes de la tension et du courant lors de son démarrage ainsi que les données en régime permanent étaient disponibles. Le modèle actuel utilisé de la machine asynchrone n'est pas implémenté de façon à pouvoir bien reproduire le comportement en régime permanent à fréquence variable. L'amélioration de ce modèle de la pompe passera à la fois par l'accès à une de ces pompes afin de la caractériser, par la vérification du modèle pour savoir s'il tient compte correctement des variations de paramètres en fréquence

et potentiellement par la modélisation de la charge hydraulique.

Des informations étaient accessibles concernant les transformateurs redresseurs. Le schéma interne de sa constitution était fourni et fut l'inspiration principale pour la conception du modèle. L'absence d'information à propos du transformateur d'isolation et de l'inductance de lissage a exigé de passer par une étape de conception et d'opter pour une architecture plus simple. Bien que certains comportements ne respectaient pas les normes aéronautiques, il était possible de l'intégrer au réseau global. L'amélioration du modèle du TRU passera définitivement par l'accès et la caractérisation du transformateur triphasé d'isolation à cinq enroulements et à l'inductance d'interphase. Une fois ces éléments connus, le comportement devrait être identique à celui utilisé dans le réseau réel.

Afin de reproduire le comportement DC le plus fidèlement possible, la modélisation des contacteurs à semi-conducteurs fut indispensable. De simples interrupteurs comme ceux utilisés dans la partie AC du réseau électrique n'ont pas le même comportement lors de l'ouverture et la fermeture des contacts. Le modèle, basé sur un article de la littérature, fut reproduit et intégré au réseau global avec succès. Son amélioration passera par l'ajout d'un module de protection suivant les courbes typiques utilisées par le manufacturier.

L'implémentation de la reconfiguration automatique lors de la détection de la défaillance de générateurs ou de transformateurs redresseurs a permis de démontrer la capacité à modéliser des lois de commande et des automatismes. Si la logique a été reprise de la documentation fournie par le manufacturier, l'implémentation a dû être conçue de toutes pièces. Le présent modèle du réseau électrique global de l'avion est en mesure de reconfigurer son architecture en fonction de la perte d'un ou plusieurs générateurs ou transformateurs redresseurs. L'amélioration de cette partie passe par l'ajout d'automatismes tels que le délestage de charge en cas de perte de plusieurs générateurs ainsi que l'ajout de l'APU et de l'alimentation externe dans la logique de reconfiguration.

Les modèles des charges ont été limités à leur plus simple expression. Dans la partie alternative, des équivalents RL ont été utilisés afin de modéliser une demande de puissance. Cet équivalent peut être suffisant pour des charges simples comme le chauffage, mais ne présente pas le bon comportement dans le cas des charges à puissance constante, ou encore des éléments qui ont une résistance variable en fonction de la température. Les charges dans la partie DC, quant à elles, sont représentées par des résistances. Encore une fois, le modèle a ses limites lorsqu'on considère que certaines charges peuvent être à puissance ou courant constant. Enfin, le modèle de batterie utilisé dans le réseau est aussi minimaliste. Il pourrait être utile de tenir compte de la capacité limitée et des cycles de charge et de décharge pour certaines études lors du démarrage des moteurs de l'avion.

Les modèles des principaux composants ont été assemblés en respectant l'architecture

du Global Express de Bombardier. Son fonctionnement a été exposé, mais la fidélisation du comportement reste à être améliorée. En effet, tout au long de la création des modèles, le manque d'informations techniques a exigé l'émission d'hypothèses et l'utilisation d'approximations. Il n'était donc pas étonnant d'obtenir un comportement approximatif du réseau électrique global. Plusieurs des éléments présents dans le réseau constitueraient un projet de développement à lui seul. Il n'est pas aisé de reproduire le comportement réel du réseau sans avoir de points de comparaison. Somme toute, le modèle évolue comme attendu en fonction de la précision des éléments modélisés. L'amélioration du modèle global passe par les modifications proposées pour les modèles de chacun des éléments précédemment énoncés. La possibilité d'utiliser la simulation en temps réel couplée aux équipements réels permettrait de caractériser plus finement ces derniers et de mieux reproduire leur comportement.

Finalement, le modèle présenté dans ce mémoire est un premier pas vers l'accomplissement de l'objectif général qui consiste en l'incorporation de l'étude du modèle du réseau électrique de l'avion dans son processus de conception. Bien qu'ayant ses limites, le processus par lequel il a fallu passer pour modéliser le réseau électrique de l'avion a permis de circonscrire les besoins futurs afin d'arriver à reproduire le comportement réel avec précision. Les besoins et les améliorations à faire ont été clairement énoncés. Les objectifs spécifiques à ce projet ont été atteints au sens où il a été possible de développer une approche et de modéliser chacun des éléments importants du réseau électrique selon les informations disponibles. Ensuite, la modélisation du réseau global a permis d'effectuer une brève étude de cas à travers laquelle les possibilités qui sont offertes par l'utilisation d'un logiciel de simulation ont été démontrées. Enfin, à travers tout ce processus, il a été démontré qu'il est nécessaire de réformer les mentalités et se mettre à jour dans les méthodes de conception et de certification par souci de construire des avions toujours plus efficaces et sécuritaires. Les avionneurs pourront aussi utiliser l'approche par modèle pour la conception des futurs appareils, leur permettant de définir des requis beaucoup plus spécifiques et précis. Les équipementiers doivent aussi suivre la tendance et offrir des modèles validés par des résultats d'essais permettant aux avionneurs une meilleure intégration de l'ensemble du réseau électrique et de ses charges afin de concevoir des appareils toujours plus fiables et performants.

RÉFÉRENCES

- [1] R. Quigley, “More Electric Aircraft,” in *Applied Power Electronics Conference and Exposition, 1993. APEC '93. Conference Proceedings 1993., Eighth Annual*, pp. 906 –911, mar 1993.
- [2] J. Mahseredjian, V. Dinavahi, and J. Martinez, “Simulation Tools for Electromagnetic Transients in Power Systems : Overview and Challenges,” *IEEE Transactions on Power Delivery*, vol. 24, pp. 1657 –1669, july 2009.
- [3] J. Mahseredjian, S. Denetiere, L. Dube, B. Khodabakhchian, and L. Gerinlajoie, “On a new approach for the simulation of transients in power systems,” *Electric Power Systems Research*, vol. 77, no. 11, pp. 1514–1520, 2007.
- [4] Ministère du Développement Économique, de l’Innovation et de l’Exportation, “Investissement Québec - Aérospatial.” <http://www.investquebec.com/fr/index.aspx?page=354>.
- [5] C. Spitzer, “The All-Electric Aircraft : A Systems View and Proposed NASA Research Programs,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. AES-20, pp. 261 –266, may 1984.
- [6] M. Maldonado and G. Korba, “Power Management and Distribution System for a More-Electric Aircraft (MADMEL),” *Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE*, vol. 14, pp. 3 –8, dec 1999.
- [7] T. Jomier, “MOET Public Technical Report,” tech. rep., MOET Consortium Partners, 2006.
- [8] NASA, “Dryden Flight Research Center.” <http://www.nasa.gov/centers/dryden/home/index.html>.
- [9] A. Eid, H. El-Kishky, M. Abdel-Salam, and M. El-Mohandes, “On Power Quality of Variable-Speed Constant-Frequency Aircraft Electric Power Systems,” *IEEE Transactions on Power Delivery*, vol. 25, pp. 55 –65, jan. 2010.
- [10] A. Eid, M. Abdel-Salam, H. El-Kishky, and T. El-Mohandes, “Simulation and Transient Analysis of Conventional and Advanced Aircraft Electric Power Systems with Harmonics Mitigation,” *Electric Power Systems Research*, vol. 79, no. 4, pp. 660 – 668, 2009.
- [11] T. Wu, S. Bozhko, and G. Asher, “High Speed Modeling Approach of Aircraft Electrical Power Systems under both Normal and Abnormal Scenarios,” in *Industrial Electronics (ISIE), 2010 IEEE International Symposium on*, pp. 870 –877, july 2010.

- [12] S. Bozhko, T. Wu, Y. Tao, and G. Asher, "More-Electric Aircraft Electrical Power System Accelerated Functional Modeling," in *Power Electronics and Motion Control Conference (EPE/PEMC), 2010 14th International*, pp. T9–7 –T9–14, sept. 2010.
- [13] M. Sautreuil, *La Robustesse : Une nouvelle approche pour l'intégration des systèmes de génération aéronautique*. PhD thesis, Université Joseph Fourier, 2009.
- [14] L. Han, J. Wang, A. Griffo, and D. Howe, "Stability Assessment of AC Hybrid Power Systems for 'More Electric' Aircraft," in *Vehicle Power and Propulsion Conference, 2008. VPPC '08. IEEE*, pp. 1 –6, sept. 2008.
- [15] L. Ying-xi, M. Xin-hua, G. Hong-juan, and J. Hua, "Stability Study and Simulation Analysis on Aircraft Transformer Rectifier Unit (TRU) with Constant Power Load (CPL)," in *Electrical Machines and Systems, 2005. ICEMS 2005. Proceedings of the Eighth International Conference on*, vol. 3, pp. 2018 –2022 Vol. 3, sept. 2005.
- [16] J. Chang and A. Wang, "New VF-Power System Architecture and Evaluation for Future Aircraft," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 42, pp. 527 –539, april 2006.
- [17] D. Izquierdo, R. Azcona, F. del Cerro, C. Fernandez, and B. Delicado, "Electrical Power Distribution System (HV270DC), for Application in More Electric Aircraft," in *Applied Power Electronics Conference and Exposition (APEC), 2010 Twenty-Fifth Annual IEEE*, pp. 1300 –1305, feb. 2010.
- [18] R. Steigerwald, G. Ludwig, and R. Kollman, "Investigation of Power Distribution Architectures for Distributed Avionics Loads," in *Power Electronics Specialists Conference, 1995. PESC '95 Record., 26th Annual IEEE*, vol. 1, pp. 231 –237 vol.1, jun 1995.
- [19] C. Tinsley III, "Modeling of Multi-Pulse Transformer Rectifier Units in Power Distribution Systems," Master's thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, August 2003.
- [20] T. Wu, S. Bozhko, G. Asher, and D. Thomas, "A Fast Dynamic Phasor Model of Autotransformer Rectifier Unit for More Electric Aircraft," in *Industrial Electronics, 2009. IECON '09. 35th Annual Conference of IEEE*, pp. 2531 –2536, nov. 2009.
- [21] X. Liu, Y. Zhou, and S. Ma, "EMI Filter Design for Constant Power Loads in More Electric Aircraft Power Systems," in *Power Electronics and Motion Control Conference, 2009. IPERC '09. IEEE 6th International*, pp. 2664 –2668, may 2009.
- [22] P. Norman, S. Galloway, and J. McDonald, "Simulating Electrical Faults Within Future Aircraft Networks," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 44, pp. 99 –110, january 2008.

- [23] Bombardier Aerospace, *Global Express / Global 5000 Electrical Load Analysis Report (RAE-L700-103G)*. Engineering Document, 2004.
- [24] Bombardier Aerospace, *ATA 24 - Electrical Power System*. ATA 100 - Technical Training Guide, 2003.
- [25] R. Bouchard and G. Olivier, *Électrotechnique*. Presses internationales Polytechnique, 1999.
- [26] File provided by Bombardier Aerospace, “Generator_Attributes.pdf,” 2011.
- [27] Lucas Aerospace, “Global Express Component Specification and Qualification Test Plans for VF Generator (RAE-L700-153F),” tech. rep., 1997.
- [28] P. Kundur, N. Balu, and M. Lauby, *Power System Stability and Control*. The EPRI Power System Engineering Series, McGraw-Hill, 1994.
- [29] Bombardier Aerospace, “Electrical Interface Requirements for the New Avionics Suite Global Express Hydraulic System (RAE-X700-307A),” tech. rep., 2007.
- [30] Pelletier, F., “Global Express Electrical Equipment Load Characteristics (RAE-C700-102),” tech. rep., 1995.
- [31] File provided by Bombardier Aerospace, “AC1_ALLHYD_ON_wave.txt,” 2011.
- [32] J. Pedra, “On the Determination of Induction Motor Parameters from Manufacturer Data for Electromagnetic Transient Programs,” *IEEE Transactions on Power Systems*, vol. 23, no. 4, pp. 1709 – 1718, 2008.
- [33] H. Weatherford and C. Brice, “Estimation of Induction Motor Parameters by a Genetic Algorithm,” in *Pulp and Paper Industry Technical Conference, 2003. Conference Record of the 2003 Annual*, pp. 21 – 28, june 2003.
- [34] R. Haupt and S. Haupt, *Practical Genetic Algorithms*. Wiley-Interscience publication, John Wiley, 2004.
- [35] Bombardier Aerospace, “Global Express Transformer Rectifier Unit Design Description Document (RAE-L700-158),” tech. rep., 1995.
- [36] Departement of Defense, “MIL-STD-704 - Aircraft Electrical Power Characteristics,” 2004.
- [37] D. Izquierdo, A. Barrado, M. Sanz, C. Fernandez, and P. Zumel, “Modeling Methods for Solid State Power Controllers (SSPC),” in *Compatibility and Power Electronics, 2009. CPE '09.*, pp. 265 –270, may 2009.
- [38] File provided by Bombardier Aerospace, “ALLG_to_VFG1&2_wave.txt,” 2011.

ANNEXE A

Schéma unifilaire du réseau électrique de l'avion

