

La CEM en aéronautique, objectifs du travail

I. Introduction

Les avancées technologiques dans le domaine aéronautique sont gouvernées par la réduction des coûts d'acquisition et d'exploitation tout en assurant le bon fonctionnement ainsi que la sécurité des systèmes embarqués. Dans une optique de réduction de masse et des coûts de maintenance, le domaine aéronautique se dirige vers une électrification progressive de l'avion. De plus en plus, la source d'énergie électrique tend à remplacer les autres sources d'énergie, et en particulier les alimentations hydrauliques et pneumatiques classiquement utilisées à bord des aéronefs. L'introduction de systèmes électriques dans un avion est conditionnée par la compatibilité électromagnétique (CEM) avec l'électronique des systèmes de navigation par exemple. Cette compatibilité électromagnétique est régie par des normes qui imposent certaines restrictions quant aux émissions électromagnétiques générées par les systèmes électriques.

L'objectif de ce premier chapitre est de décrire plus précisément le contexte dans lequel s'inscrit notre travail et de présenter la démarche de notre étude

La première partie de ce chapitre est consacrée à l'explication de l'évolution vers l'avion plus électrique et à la présentation des atouts de la source d'énergie électrique. Nous dressons notamment un bilan des évolutions technologiques récentes apportées à l'avion, et qui sont à l'origine du regain d'intérêt pour les questions de la compatibilité électromagnétique. Les différents concepts associés à l'analyse en CEM sont présentés dans la seconde partie. La troisième partie est dédiée à la norme d'application aéronautique civile DO-160E, et plus particulièrement les aspects de CEM sont explicités. Enfin, les objectifs ainsi que la démarche de notre étude sont détaillés dans la dernière partie de ce chapitre.

II. Le contexte

Le thème central de notre travail est orienté autour du rayonnement des câbles de puissance. On pourrait penser que ce domaine est maintenant bien connu, or, dans le contexte aéronautique, il n'en est rien. Jusqu'à présent, l'énergie électrique occupait assez peu de place dans un avion hormis pour l'alimentation de l'électronique de bord et des cuisines ! Aujourd'hui, les impératifs de réduction de coûts d'appartenance et d'exploitation amènent les industriels à considérer de plus en plus l'énergie électrique comme une source d'énergie attrayant, et font par conséquent progressivement entrer les systèmes spécifiques de gestion de cette énergie (i.e. convertisseurs statiques) et ses moyens d'acheminement, les câbles. L'évolution vers l'avion plus électrique ainsi que les principales contraintes qui s'y rattachent sont détaillées dans la suite de cette partie.

II.1. Évolution vers un avion "plus électrique"

II.1.1. Les sources d'énergie disponibles dans un avion

Les sources d'énergie disponibles à bord d'un avion moderne sont généralement des sources pneumatiques, hydrauliques et électriques. Ces trois sources d'énergies sont toutes obtenues à partir du réacteur. L'énergie primaire dans un avion est par conséquent le kérosène et nous pouvons définir comme énergies secondaires les sources d'énergie hydraulique, pneumatique et électrique, précédemment citées.

L'énergie pneumatique est obtenue par prélèvement d'air chaud sur les étages haute-pression et basse-pression du réacteur. Les fonctions réalisées par les actionneurs pneumatiques sont principalement le conditionnement d'air de la cabine et du cockpit (climatisation et pressurisation) ainsi que le dégivrage des bords d'attaque des ailes. Le circuit d'air permet également le démarrage des réacteurs, mais dans ce cas, l'alimentation se fait par l'APU "Auxiliary Power Unit". L'APU est un générateur électrique auxiliaire alimenté lui aussi par du kérosène. Il est essentiellement utilisé au sol avant le démarrage des réacteurs.

L'énergie hydraulique est fournie par une pompe hydraulique couplée mécaniquement sur l'arbre du réacteur. Les principales fonctions du circuit hydraulique sont l'actionnement des commandes de vol, le relevage du train d'atterrissage ainsi que le freinage.

Enfin, l'énergie électrique est générée par l'intermédiaire d'un alternateur entraîné mécaniquement par la rotation de l'arbre du réacteur. Les fonctions de l'énergie électrique sont nombreuses et variées. Dans les applications récentes et futures, la source d'énergie électrique tend à remplacer de plus en plus les autres sources d'énergie de l'avion : elle est par conséquent en perpétuelle augmentation. Un petit historique s'impose pour se rendre compte de cette évolution progressive vers l'avion "plus électrique".

II.1.2. Historique de l'évolution de l'énergie électrique de la Caravelle au BOEING 787

Lors des débuts de l'aéronautique civile, le réseau de bord d'un avion était alimenté par une tension continue de 28V. Ce n'est que dans les années 50, avec la mise en service de la Caravelle de l'AEROSPATIALE, premier avion civil long courrier, qu'est apparu le réseau triphasé 115V/200V - 400Hz pour l'alimentation des charges importantes. La fréquence plus élevée que pour les réseaux électriques terrestres s'explique par le fait que le volume des matériaux magnétiques diminue lorsque la fréquence augmente. A cette époque, l'électricité était utilisée uniquement pour l'instrumentation de vol.

Dans les années 80, l'Airbus A320 est le premier avion à intégrer des commandes de vols électriques. Sur cet avion, les volets sont toujours actionnés par pression hydraulique mais leur commande est entièrement électrique. Aujourd'hui, le confort et le divertissement des passagers représentent une part non négligeable de la consommation électrique. La cuisine de bord constituait par exemple une des principales sources de consommation électrique jusque dans les années 90. Par ailleurs la puissance totale installée sur un gros porteur actuel de type A330 ou A340 est de l'ordre de 300kVA [LANGLOIS-04].

L'A380 d'Airbus-EADS représente incontestablement un tournant dans l'histoire de l'évolution vers l'avion "plus électrique" avec ses 600kVA de puissance disponible. Sur cet appareil, plusieurs innovations en termes de source d'énergie électriques sont particulièrement remarquables. Notamment, l'un des trois circuits hydrauliques des architectures dites "3H" (trois circuits Hydrauliques) est remplacé par un circuit électrique pour obtenir l'architecture dite "2H+2E" (deux circuits Hydrauliques et deux circuits Électriques). La Figure I-1 [LANGLOIS-05] présente l'architecture "2H+2E" d'un avion biréacteur. Dans une telle configuration, le système de secours est alimenté électriquement par une éolienne (RAT "Ram Air Turbine") qui fournit suffisamment de puissance pour assurer les fonctions vitales de l'avion. La mise en place d'un circuit électrique a ainsi permis de supprimer l'ensemble d'un circuit hydraulique, notamment composé de plusieurs pompes et de leur tuyauterie associée, entraînant par conséquent un gain de masse non négligeable sur l'avion, qui a été estimé à 1,2 tonne [BARRUEL-05], [SCIENCE-05]. Le remplacement du circuit hydraulique par deux circuits électriques présente de ce fait un atout considérable pour les avionneurs, sachant que la diminution de masse est une contrainte majeure de dimensionnement dans le domaine aéronautique.

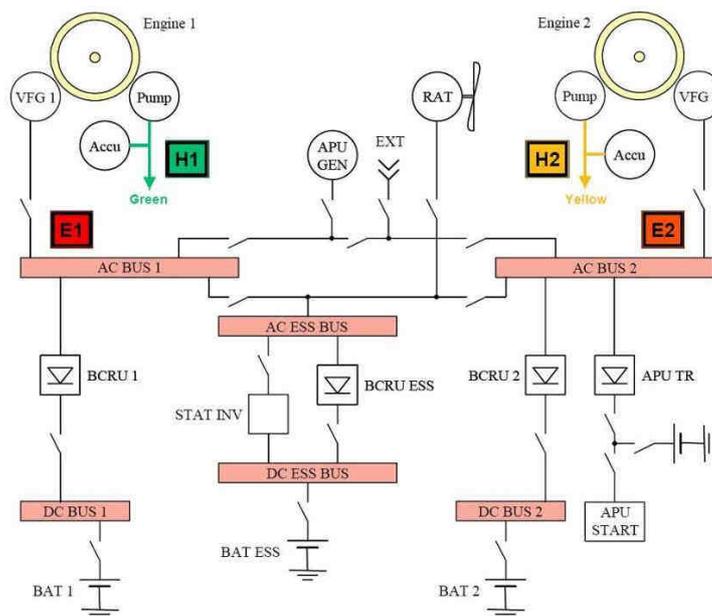


Figure I-1 : Architecture réseau 2H+2E

La deuxième évolution vers l'avion plus électrique sur l'A380 est la suppression du système complexe et lourd d'entraînement à vitesse constante de l'alternateur alimentant le réseau AC. L'alternateur n'est donc plus entraîné à vitesse fixe : ainsi, la fréquence d'alimentation du cœur électrique primaire devient variable avec une excursion allant de 360Hz à 800Hz. Les charges électriques alimentées par le réseau AC ont par conséquent été dimensionnées pour prendre en compte cette nouvelle spécification.

Enfin, sur l'A380, une partie des fonctions hydrauliques a été remplacée par des actionneurs électriques. Pour la première fois, l'inverseur de poussée est actionné électriquement par un EMA "Electro-Mechanical Actuator". En outre, l'utilisation des EHA "Electro-Hydrostatic Actuator", qui sont des sources locales d'énergie hydraulique fournie par un compresseur électrique, se généralise pour l'actionnement des commandes de vol. La Figure I-2 illustre l'utilisation de plus en plus fréquente des EHA dans le domaine aéronautique. En effet, dans l'avion schématisé à la Figure I-2, les EHA (rectangles rouges) permettent notamment de commander les systèmes hyper sustentateurs (*primary controls and secondary controls*) et les trains d'atterrissage.

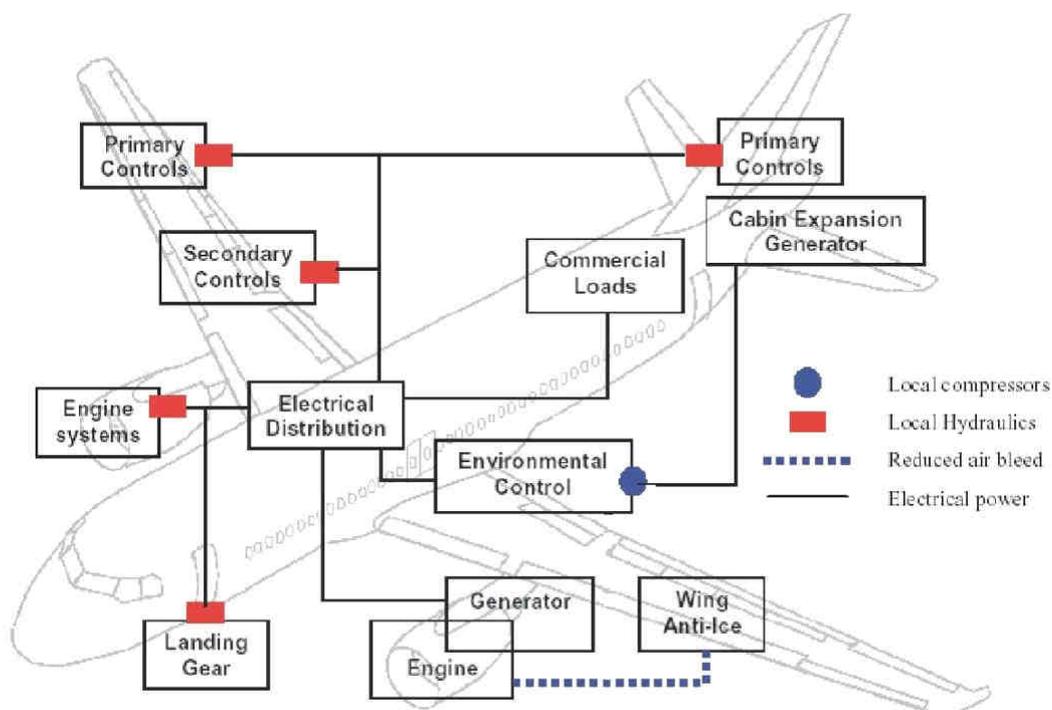


Figure I-2 : Exemple d'utilisation d'EHA

Le futur BOEING 787 dreamliner, quant à lui, intègre des freins électriques développés par la société Messier-Bugatti [SAFRAN-07]. Le B787 est pourvu de huit roues principales, chaque frein, voir Figure I-3, est actionné par un système électronique nommé EBAC ("Electric Brake Actuation Controller") qui est disposé dans une baie avionique. Les actionneurs situés au niveau des roues sont reliés aux EBAC par des câbles de puissance dont la longueur est au moins égale à la longueur de la

jambe du train d'atterrissage. Ce type d'architecture implique des contraintes électromagnétiques fortes : en effet, les signaux de puissance qui sont véhiculés sur des longueurs significatives sont à variations rapides et de fortes amplitudes. Ils peuvent par conséquent produire, comme nous le verrons dans la suite, des effets négatifs sur l'environnement électromagnétique, et donc sur la sûreté de l'avion.

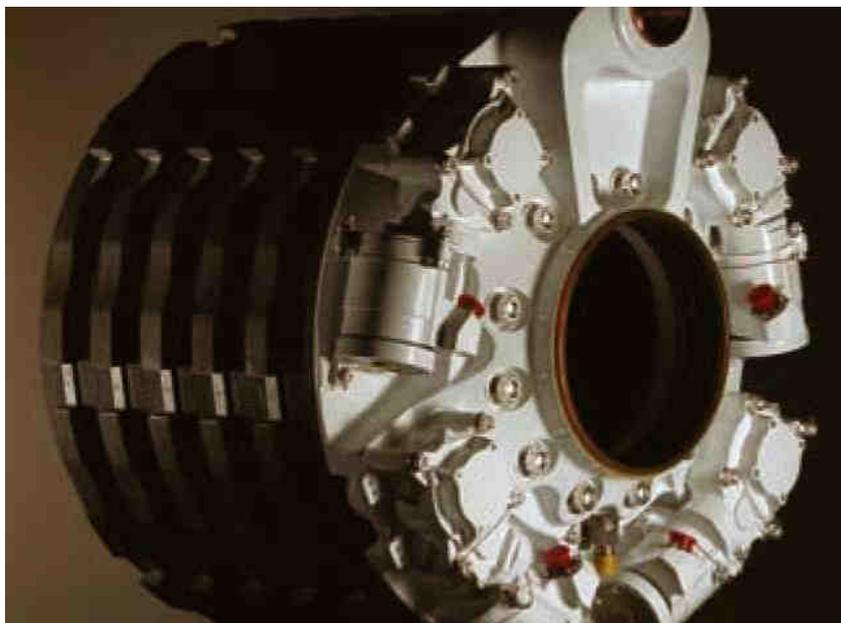


Figure I-3 : Frein électrique développé par Messier-Bugatti

II.1.3. Pourquoi privilégier l'énergie électrique ?

Les trois sources d'énergies secondaires qui coexistent à bord d'un aéronef et que nous avons décrites précédemment présentent chacune des atouts et des contraintes. Tableau I-1 synthétise les avantages et les inconvénients de ces différentes sources d'énergie : hydraulique, pneumatique, et enfin électrique.

Les principaux inconvénients de l'hydraulique sont notamment liés aux risques de corrosion et d'incendie qui peuvent se produire lors d'une fuite du liquide hydraulique : le Skydroll®. Dans le cas du pneumatique, les prélèvements d'air effectués sur les réacteurs pour maintenir la pression dans le circuit pneumatique ont un impact non négligeable sur les performances et le rendement du réacteur. En effet, BOEING annonce une réduction de près de 35% de la puissance nécessaire prélevée sur le turboréacteur lors de l'utilisation d'une architecture électrique à la place d'une architecture pneumatique [BOEING].

Le remplacement d'un système hydraulique ou pneumatique, ainsi que toute la tuyauterie associée, par un système électrique permet d'envisager un gain de masse important sur l'avion, qui constitue, comme nous l'avons évoqué précédemment, une contrainte majeure de dimensionnement en aéronautique. Cependant, les contraintes avioniques imposent une sécurité de fonctionnement

maximale et une disponibilité des équipements importante. La prise en compte de ces contraintes, induit un certain nombre de compromis, et au final le gain en masse³ est souvent difficile à estimer. En effet, il dépend en grande partie des choix technologiques effectués en termes de redondance et de fonctionnement en mode dégradé. En cas d'avarie ou de panne, le système doit pouvoir continuer à fonctionner en sous régime et le dimensionnement des circuits électriques est réalisé en prenant en compte cette contrainte.

Enfin, un des principaux avantages de l'électricité est une maintenance simplifiée qui permet des interventions plus rapides et, contrairement à la plupart des systèmes hydrauliques ou pneumatiques, directement sur l'avion (pas de dépose des systèmes). De plus, l'électronique peut transmettre à tout moment au pilote et/ou aux ingénieurs des informations sur l'état du système. Des actions de maintenance peuvent par conséquent être mises en œuvre avant l'apparition d'un défaut majeur. Ainsi, en réduisant les temps d'immobilisation de l'avion, son taux de disponibilité, synonyme de rendement pour les clients qui sont les compagnies aériennes, augmente.

Tableau I-1 : Principaux avantages et inconvénients des différentes sources d'énergie

	Avantage	Inconvénient
Hydraulique	Fort couple	Fuite de Skydroll®, Tuyauterie importante
Pneumatique	Démarrage aisé des réacteurs	Prélèvement sur le réacteur pénalise son rendement
Électrique	Coûts de maintenance Gain de poids	Compatibilité Électromagnétique, Fiabilité des systèmes

Pour résumer, le développement d'actionneurs électriques dans le domaine aéronautique permettrait d'obtenir des gains substantiels sur le rendement du moteur, la sûreté de fonctionnement, la maintenabilité, et enfin sur la consommation de carburant qui représente incontestablement aujourd'hui un des paramètres majeur de dimensionnement des avions. Les principaux constructeurs aéronautiques civils, BOEING et AIRBUS, ont tous deux choisi une augmentation progressive de l'utilisation de l'énergie électrique en lançant de nombreux programmes de recherches sur l'avion

³ Les constructeurs aéronautiques sont assez vagues quant aux gains effectifs de masse : des chiffres de l'ordre de 5 à 15% sont cités. Cependant, il apparaît relativement difficile d'évaluer ce que ce gain recouvre et notamment de clairement désigner la part qui revient à l'électrification du fait de l'imbrication entre les différentes technologies introduites.

"plus électrique" : comme par exemple les projets "POA" (Power Optimized Aircraft) ou "MOET" (More Open Electrical Technologies) pour AIRBUS.

Comme évoqué précédemment, le gain en masse peut être notablement limité pour garantir la sécurité de fonctionnement des systèmes embarqués. Cependant, il existe plusieurs pistes pour résoudre ce problème, comme par exemple, la mutualisation des convertisseurs électroniques de puissance. Dans la suite de ce chapitre, nous allons notamment décrire comment mettre en application une telle stratégie dans le domaine aéronautique.

II.2. Évolutions de l'utilisation de l'électricité à bord des futurs avions

Nous avons montré dans les paragraphes précédents que la tendance vers l'avion plus électrique s'affirmait de plus en plus aujourd'hui. Nous avons en particulier introduit les principaux avantages et inconvénients directement liés à l'intégration d'un nombre croissant de systèmes électriques. Différentes pistes d'amélioration sont actuellement à l'étude pour encore accroître l'efficacité énergétique et économique d'un avion. Dans cette partie, nous allons nous intéresser aux modifications et aux conséquences que l'utilisation de l'électricité engendre sur les configurations futures, dites de nouvelle génération.

II.2.1. La mutualisation des convertisseurs statique d'énergie

Les différents systèmes électriques ne fonctionnent pas tous durant les mêmes phases de vol de l'avion. Pour alléger les systèmes embarqués, plusieurs charges peuvent par conséquent être alimentées par le même convertisseur. Si ces charges ne fonctionnent pas au même moment, le convertisseur est dimensionné pour la charge dont la puissance est la plus importante. Trois applications principales semblent envisageables pour des applications aéronautiques.

D'une part, le BOEING B787 sera doté d'un convertisseur commandant à la fois le démarrage des réacteurs par une machine synchrone autopilotée, et le conditionnement d'air de la cabine. D'autre part, on peut envisager sur les avions récents et futurs la mutualisation de la direction assistée électrique du train d'atterrissage avant et du pilotage de son vérin de relevage. Enfin, une troisième possibilité concerne le freinage électrique des roues des trains principaux ainsi que le pilotage du vérin de relevage.

Dans le cas d'une architecture électrique où plusieurs charges sont alimentées par le même convertisseur, les avionneurs envisagent une disposition rassemblant les convertisseurs électroniques au format rack dans une baie. Cependant, l'inconvénient principal d'une telle structure est que les charges ne sont pas toutes situées au même emplacement. La disposition choisie pourrait être une baie rassemblant les convertisseurs électroniques au format rack. Les convertisseurs devront alors alimenter les charges via des câbles de puissance plus ou moins longs. Nous verrons dans la suite de ce mémoire que la longueur des câbles a un effet particulièrement néfaste sur les perturbations électromagnétiques.

II.2.2. L'utilisation accrue des structures composites

La structure des avions civils était jusqu'à très récemment entièrement métallique. Les qualités mécaniques des composites, et notamment en termes de résistance par rapport au poids de la structure, les avantagent par rapport à une structure métallique. De plus, pour les avions dont la structure est en aluminium, une visite "grand entretien" est réalisée tous les 3 ans (16 000 heures de vol). Pendant cette visite, la cabine est complètement mise à nu, les sièges et le plancher démontés, dans le but de traquer toute trace de corrosion. Cette visite immobilise l'avion pendant plusieurs semaines. Pour un avion dont la structure est composite, cette visite pourrait être réalisée tous les 14 ans. Alors qu'AIRBUS avait prévu, dans un premier temps, d'utiliser principalement de l'aluminium, il annonce maintenant 52% de composite pour son nouvel A350 contre 50% pour son concurrent direct, le B787 de BOEING (ces chiffres sont fournis en pourcentage par rapport au poids total de l'avion). La Figure I-4 illustre par exemple la part importante des matériaux composites sur le B787.

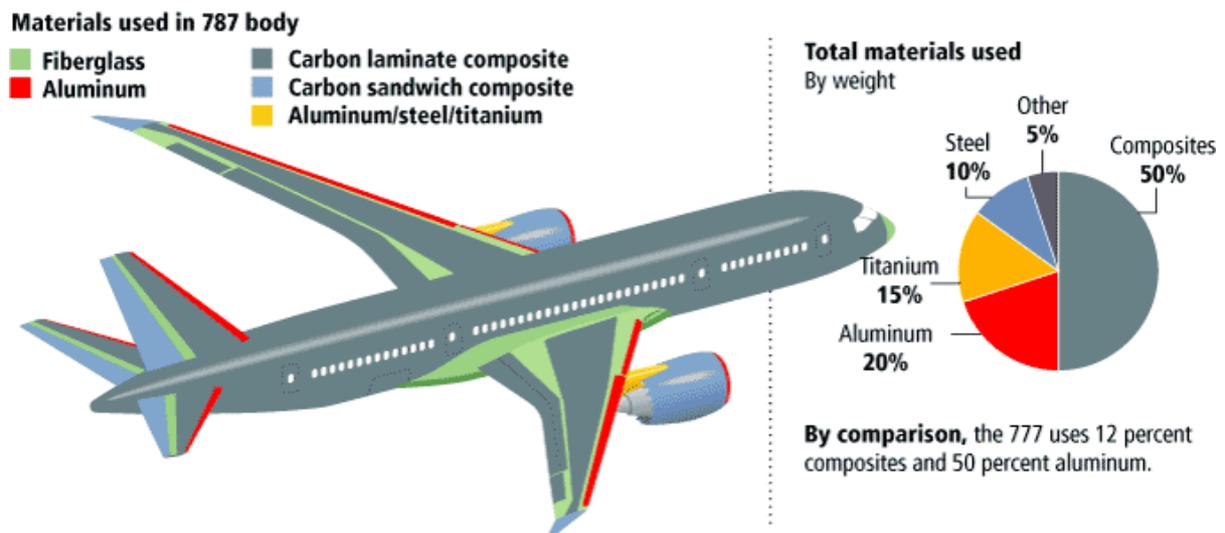


Figure I-4 : La part des matériaux composites pour le B787

Les matériaux composites sont constitués de couches de fibres de carbone agglomérées dans une résine époxy permettant le maintien mécanique. Le nombre de couches utilisées dépend des caractéristiques mécaniques désirées.

Comme évoqué précédemment, l'atout des structures composites réside principalement dans leurs propriétés mécaniques ainsi que dans leur masse réduite. En revanche, de par leur composition, les propriétés électriques en termes de conductibilité du matériau composite sont très médiocres par rapport à l'aluminium. De plus les propriétés des matériaux composites ne sont pas isotropes. Dans la direction la moins résistive, la conductibilité du composite (données AIRBUS) est 60 fois moins importante que la conductivité de l'aluminium ($\sigma_{al} = 621 \text{ kS/m}$). Ces deux caractéristiques du composite contribuent en particulier à modifier l'environnement électromagnétique à bord des avions

par rapport à une structure métallique. D'importantes campagnes de recherche ont été entreprises par les principaux constructeurs aéronautiques civils pour améliorer la conduction électrique par l'ajout d'un réseau conducteur ("ESN" : Electrical Structural Network pour AIRBUS et "CRN" : Current Return Network pour BOEING) en vue de maintenir toutes les fonctions assurées par la structure conductrice naturelle qu'était l'aluminium, notamment vis-à-vis du foudroiement de la structure. Ces recherches ont permis à AIRBUS et BOEING d'intégrer les nouvelles contraintes apportées par les composites et de proposer des avions de nouvelle génération avec une structure dont le principal constituant est le composite.

II.2.3. L'utilisation d'un réseau d'alimentation continu à haute tension : le bus HVDC

Sur les avions futurs, dans le but d'assurer l'alimentation des charges dont les puissances consommées sont de plus en plus importantes, une élévation des tensions est envisagée. Le bus triphasé alternatif (AC) principal passe alors de 115V à 230V entre phase et neutre pour le B787 et le futur A350. En outre, la création d'un bus HVDC "High Voltage Direct Current" est également à l'étude chez les avionneurs. A l'heure actuelle, la distribution de puissance par un bus HVDC n'est pas encore totalement confirmée. Le niveau de tension retenue se fera entre 270V et $\pm 270V$.

L'avantage d'un bus HVDC est de réduire le dimensionnement des câbles qui se traduira par une réduction sensible de la masse des câbles pour un même échauffement. En effet, à puissance donnée, l'augmentation de la tension entraîne une diminution dans les mêmes proportions du courant, et donc de la section des câbles. Sachant que l'A380 emporte plus de 500km de câbles (tous types confondus), l'installation d'un bus HVDC présente un intérêt certain.

Cependant, l'accroissement de la tension à bord des avions peut générer plusieurs inconvénients qu'il apparaît indispensable de prendre en compte. Le premier est lié à la sévérité de l'environnement aéronautique ; le taux d'humidité, la pression et la température sont des grandeurs qui déterminent l'apparition des phénomènes de décharges partielles [KOLIATENE-08]. Le second problème, particulièrement important pour notre étude, est la quasi-proportionnalité entre le niveau de tension du bus continu et les perturbations électromagnétiques. Si le niveau de tension passe de 270V à $\pm 270V$, alors le niveau des perturbations électromagnétiques est doublé. Cet aspect sera notamment développé dans la suite du mémoire en établissant une relation directe entre la tension du bus continu et l'amplitude des perturbations.

II.2.4. L'usage du réseau d'énergie pour acheminer les communications

Depuis quelques années, le nombre d'informations nécessaires au fonctionnement d'un avion ne cesse d'augmenter. De plus, l'introduction de systèmes électriques augmente encore le nombre d'informations qui transitent entre les actionneurs et les calculateurs. Par ailleurs la volonté

d'améliorer le confort des passagers, qui se traduit par exemple par la généralisation des écrans vidéo et le souhait de fournir aux passagers un accès au réseau internet, multiplie le nombre de câbles et de types de connexions qui assurent le transport de l'information.

Parallèlement, la communication sur les lignes d'énergies s'est généralisée dans le domaine grand public. La technologie qui permet la transmission d'informations haute fréquence sur les câbles d'énergie est dénommée "Courants Porteurs en Ligne" CPL (ou Power Line Communication) [RAZAFFERSON-02]. Les fournisseurs d'accès internet proposent des coupleurs permettant la liaison entre la "box principale" et la "box vidéo". Certains constructeurs annoncent des taux de transfert théoriques de 200Mbit/s. Dans ce cas, la technologie de modulation utilisée est de type OFDM [CHEUNG-02]. Elle permet d'utiliser le canal de transmission de façon optimale en évitant les plages de fréquences bruitées ou les "puits" existant dans le gabarit de la norme DO-160E. Les constructeurs automobiles ont débutés les recherches il y a quelques années pour permettre l'adaptation des CPL dans l'automobile dont la topologie de câblage est totalement différente de celle d'une habitation classique [CARRION-06]. Au vu des taux de transfert annoncés, de la sécurité de la transmission et de l'adaptabilité du canal de transmission, les CPL semblent être une technologie intéressante pour remplacer certains câbles de données en aéronautique.

Cependant, la technologie CPL n'est pas encore destinée à des applications aéronautiques, et la norme DO160E ne fournit donc pas de recommandations à ce sujet. Les constructeurs de modems CPL utilisent les canaux de transmission de 2 à 30 MHz selon la norme Cenelec et de 32 à 65MHz selon la norme FCC. Ces fréquences correspondent aux fréquences que nous étudions et il est très probable que l'ajout de signaux haute fréquence (HF) sur les lignes d'énergie va dégrader l'environnement électromagnétique. Le projet européen TAUPE "Transmissions in Aircraft on Unique Path wirEs" qui débutera en septembre 2008 témoigne de l'intérêt des acteurs aéronautiques autour de cette technologie.

II.3. La CEM future en aéronautique : le point de vue LABINAL

Toutes les évolutions vers l'avion plus électrique présentées dans les paragraphes précédents imposent une étude approfondie de la compatibilité électromagnétique des systèmes électriques en aéronautique. En effet, les systèmes d'énergie hydraulique et mécanique n'engendrent pas de perturbations électromagnétiques. En revanche, dans le cas d'un système électrique, les perturbations sont amplifiées d'une part par l'augmentation des tensions, et d'autre part par les longueurs de câble permettant la mutualisation des convertisseurs, et enfin par la circulation de signaux de communication HF sur des câbles d'énergie non dimensionnés à cet effet. Les normes actuelles n'intègrent pas encore ces différents problèmes dans leurs recommandations. L'effort à fournir au niveau de la CEM prend par conséquent une part importante des études futures en aéronautique.

La société LABINAL qui participe à ce travail a donc souhaité se positionner dans une démarche amont par rapport à toutes les problématiques précédemment évoquées : on note évidemment l'importance des câbles blindés ou non, de puissance ou de signal, dans le futur de l'aéronautique. Actuellement, le câblage apparaît comme un sous-traitant de l'avionneur et son rôle se limite souvent à fournir un câble qui, pour l'essentiel, répond à des spécifications mécaniques, telles que le lieu de passage dans l'avion, le diamètre, le nombre de brins, les terminaisons, etc. Bien souvent, la nature des signaux parcourant le câble n'est pas spécifiée ! Le souhait de LABINAL est de se positionner davantage comme un partenaire maîtrisant diverses technologies de connexion qui peuvent être optimisées en masse à condition que les spécifications fonctionnelles, mécaniques et électriques soient données par l'avionneur. Cela sous-entend de maîtriser une connaissance approfondie des phénomènes électromagnétiques se produisant au niveau des câbles (aspects conduits et rayonnés) selon leur topologie. Par ailleurs cela suppose également de bien connaître les caractéristiques des signaux de puissance (et de communication), ainsi que de comprendre le fonctionnement des convertisseurs statiques qui y sont connectés, afin être en mesure d'offrir au client les solutions les plus satisfaisantes sur le plan du rayonnement électromagnétique (norme DO-160E) et ceci pour une masse minimale.

Ainsi, notre travail s'inscrit directement dans ce contexte de recherche. En effet, la société LABINAL met en œuvre des efforts de recherche de plus en plus importants sur le sujet de la compatibilité électromagnétique des câbles. Dans la suite de ce mémoire, nous présentons les différents aspects de la CEM qui seront utiles à notre étude ainsi que les normes qui régissent les conditions de fonctionnement des systèmes électriques dans un environnement électromagnétique. Enfin nous détaillerons à la fin de ce chapitre les objectifs de notre étude, et expliciterons notamment comment ils s'intègrent dans le programme de recherche de LABINAL

III. La compatibilité électromagnétique en électronique de puissance

Nous donnons ici les principales définitions nécessaires à la compréhension d'une étude CEM dans le domaine de l'électronique de puissance. Les différentes techniques de mesures employées en CEM et que nous utiliserons dans la suite de l'étude sont également décrites dans cette partie. Le lecteur pourra se reporter à la bibliographie suivante pour plus de détails : [COSTA-99], [CHAROY-05], [MORI-05], [DEGAUQUE-90].

III.1. Quelques définitions

III.1.1. La Compatibilité Électromagnétique (CEM)

La compatibilité électromagnétique est définie comme étant l'aptitude d'un dispositif électrique à fonctionner convenablement dans son environnement électromagnétique sans produire de perturbations qui risquent de gêner le fonctionnement des autres dispositifs électriques avoisinants.

III.1.2. Susceptibilité et émission

La compatibilité électromagnétique rassemble, dans son domaine d'étude, la susceptibilité qui représente la sensibilité d'un système à une agression électromagnétique, et l'émission qui représente la quantité de perturbations émises par un système.

L'étude de la susceptibilité électromagnétique est très complexe car cette grandeur est difficilement modélisable. Dans nos travaux, nous nous focaliserons sur l'émission des perturbations par les systèmes de puissance. Nous considérerons par la suite que, si le niveau des perturbations émises respecte les normes CEM (DO160E), alors les systèmes embarqués ne seront pas perturbés. Nous serons toutefois amenés, au cours de l'étude, à faire la corrélation entre l'immunité et l'émission en utilisant le théorème de réciprocité des phénomènes physiques.

III.1.3. Perturbation de mode commun

Le mode de transport des perturbations conduites, qui nous intéresse prioritairement, est le mode commun. Les chemins de conduction des perturbations de mode commun sont difficilement maîtrisables et identifiables. Ces perturbations transitent par des circuits de masse pouvant ainsi former des boucles de rayonnement importantes et qui ne sont pas maîtrisées à la conception du système. Le lecteur pourra se reporter aux références bibliographiques [COSTA-99], [DEGAUQUE-90], qui détaillent les pré-requis nécessaires à l'étude des perturbations de mode commun.

Les perturbations conduites ont fait l'objet de nombreuses études en électronique de puissance [VERMAELEN-03] [REVOL-03] et également dans le domaine aéronautique [JETTANASEN-08-1]. Nous nous intéresserons par conséquent plus particulièrement au mode de couplage champ à câble, c'est à dire aux perturbations électromagnétiques rayonnées.

III.2. Les convertisseurs électroniques de puissance

Dans les applications aéronautiques destinées à l'avion plus électrique, l'électronique de puissance prend une part de plus en plus importante. Les fonctions assurées par les convertisseurs électroniques de puissance permettent une gestion très souple de l'énergie électrique. Ils sont par conséquent indispensables pour ces applications.

Les diverses fonctions qui peuvent être assurées par un convertisseur électronique de puissance sont les suivantes :

- transformer une tension continue en tension alternative d'amplitude et de fréquence éventuellement variables : fonction onduleur de tension,
- adapter un niveau de tension continue ou alternative : fonction hacheur ou alimentation DC-DC ou gradateur,
- échanger de façon réversible de la puissance entre une source continue et une source alternative : fonction onduleur,
- conditionner la caractéristique d'une charge alimentée pour l'amener à absorber un courant purement sinusoïdal : fonction absorbeur sinusoïdal,
- etc.

III.2.1. La brique de base en électronique de puissance : la cellule de commutation

La conversion statique d'énergie électrique (alimentation à découpage, onduleur, redresseur, etc..) est basée sur le principe de la cellule de commutation : c'est l'association de deux interrupteurs qui permet la gestion de l'énergie entre une source de tension d'entrée et une source de courant de sortie (Figure I-5). L'interrupteur principal est commandé par une fonction de modulation périodique $fm(t)$, à valeur binaire et rapport cyclique variable ($\alpha = t_{on} / T_d$) qui module le transfert de puissance selon la valeur du rapport cyclique α . La notion de source doit être comprise au sens où elle est capable d'imposer une grandeur quasi-constante (tension ou courant) à l'échelle de la période de découpage. Cette caractéristique est généralement donnée par la présence de composants réactifs tels que le condensateur d'entrée C_e ou l'inductance de lissage en sortie.

Ainsi, on peut notamment remarquer que les grandeurs externes de la cellule de commutation (E, I_0) sont constantes alors que les grandeurs internes (i_e, v_k) sont variables, modulées par la fonction $fm(t)$.

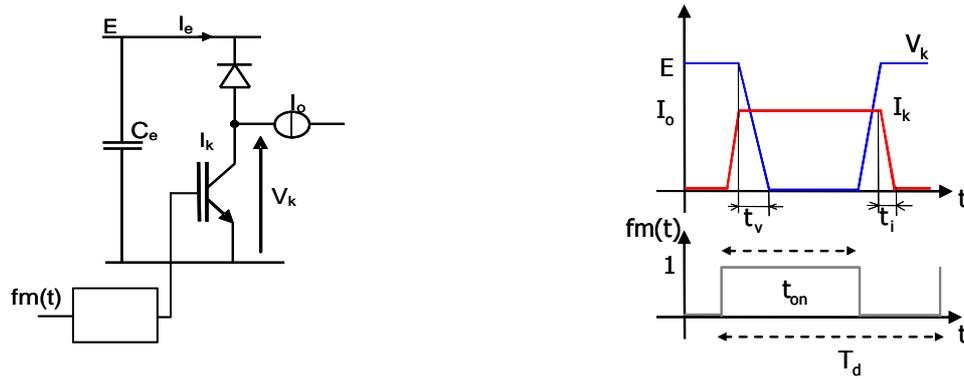


Figure I-5 : Cellule de commutation et formes d'ondes associées

Les tensions et courants variables ($V_k(t)$, $I_e(t)$) de la cellule de commutation peuvent s'exprimer en fonction des tensions et des courants (E , I_0) constants dans les relations I-1

$$\begin{aligned} V_k(t) &= fm(t).E \\ I_e(t) &= fm(t).I_0 \end{aligned} \quad \text{I-1}$$

Des relations précédentes, on déduit la loi de réglage de la puissance convertie (équation I-2).

$$P_s(t) = \langle V_k \rangle I_0 = \alpha EI_0 \quad \text{I-2}$$

Sur ce principe, toutes les fonctions de conversion statique peuvent être réalisées. On ajoute parfois un transformateur dans la structure dans le cas où un isolement galvanique est requis.

Lorsque la réversibilité de transfert d'énergie est nécessaire, la cellule de commutation est rendue symétrique (voir la Figure I-8), elle est alors constituée de deux interrupteurs commandés et de deux diodes antiparallèles. La cellule de commutation telle que représentée à la Figure I-5 correspond également à la structure du hacheur que nous étudierons dans la suite de ce mémoire.

Chaque interrupteur est commandé par une fonction de modulation fm définie par la loi de Modulation de Largeur d'Impulsion (MLI) choisie. La fonction de modulation prend la valeur 1 lorsque l'interrupteur est fermé, et la valeur 0 lorsqu'il est ouvert. Un bras de commutation est constitué des deux interrupteurs qui agissent sur la même phase. Les interrupteurs d'un bras de commutation sont commandés de façon complémentaire afin d'éviter les courts-circuits. L'interrupteur haut du bras est par conséquent commandé par la fonction de modulation fm , alors que l'interrupteur bas obéit à la fonction $1 - fm$.

Des temps morts viennent s'intercaler dans ces fonctions de modulations, afin d'empêcher les courts-circuits dus à des commutations non instantanées de l'IGBT "Insulated Gate Bipolar Transistor".

Ainsi, l'électronique de puissance est basée sur la commutation rapide et à haute fréquence des courants et des tensions de puissance qui prennent des valeurs importantes, ce qui assure un contrôle très souple et efficace des actionneurs électriques. Cependant, l'inconvénient majeur de cette technique à modulation de largeur d'impulsion est un accroissement très important de la pollution électromagnétique due à la technique de commutation employée, à l'amplitude des grandeurs commutées, et enfin à la fréquence de commutation.

III.3. L'onduleur de tension triphasé

La fonction "onduleur" assure la conversion réversible en puissance entre une source de tension continue et une source de tension alternative (conversion AC-DC). Elle permet le contrôle de l'énergie électrique en tension efficace et en fréquence, et assure ainsi le contrôle d'actionneurs électriques : réglage de vitesse et de couple des moteurs triphasés alternatifs.

La fonction onduleur se trouve au cœur de tous les systèmes électriques cités précédemment (inverseur de poussée, freinage, etc.). Le convertisseur électronique de puissance constitue une partie importante de notre étude car il est l'origine des sources de perturbations CEM conduites et rayonnées. Nous étudierons en particulier la structure d'un onduleur triphasé de façon à mettre en évidence les mécanismes qui conduisent à l'émission de perturbations conduites et rayonnées.

III.3.1. Principe de fonctionnement de l'onduleur triphasé

L'onduleur triphasé [FOCH-98] est composé de trois cellules de commutation, elle mêmes constituées de semi-conducteurs de puissance dénommés IGBT. La tension de sortie est constituée de créneaux de tension dont l'amplitude est égale à la valeur de la tension du bus continu. Les fronts de ces créneaux de tension sont définis par les temps de commutation des interrupteurs.

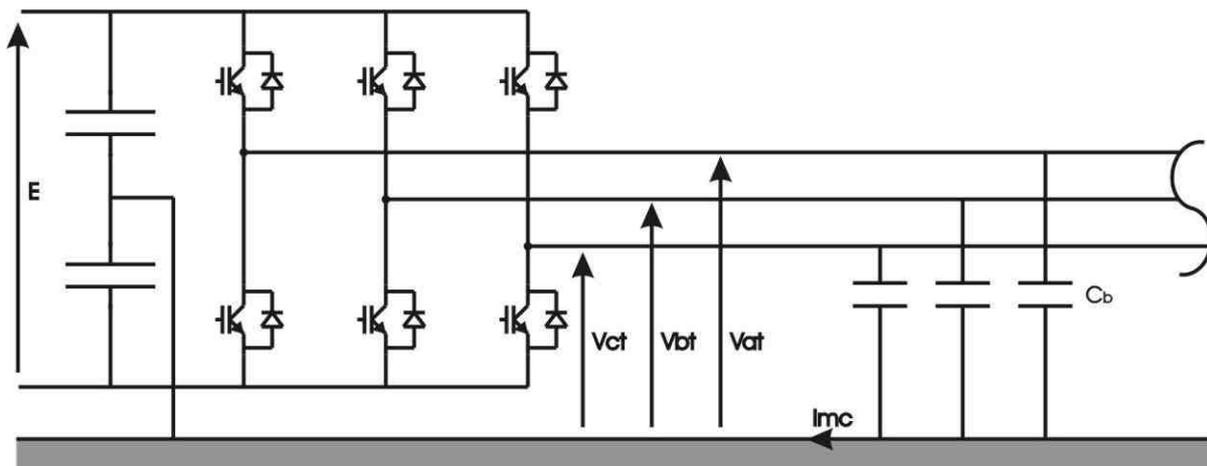


Figure I-6 : Onduleur triphasé

La Figure I-6 définit les notations employées dans la suite. La tension E constitue le bus d'alimentation continu et les tensions V_{it} sont les tensions entre la phase i et la terre.

Les deux condensateurs en entrée de l'onduleur représentent le filtre de mode commun qui est largement utilisé dans ce type de convertisseur. Nous supposons que ces condensateurs sont de valeurs identiques et qu'en conséquence ils se chargent à la valeur de $E/2$. Lorsque le filtre est absent, les liaisons capacitatives parasites, qui existent entre les pistes du bus continu et la masse, se chargent de fixer les potentiels du bus. Le système d'équations I-3 donne les valeurs prises par les tensions de phases par rapport à la terre.

$$\begin{cases} V_{at} = f_{m1} \cdot E - \frac{E}{2} \\ V_{bt} = f_{m2} \cdot E - \frac{E}{2} \\ V_{ct} = f_{m3} \cdot E - \frac{E}{2} \end{cases} \quad \text{I-3}$$

Ainsi, en modulant spécifiquement les fonctions f_{mi} , on constitue un système de tensions triphasées en mode différentiel, destiné à l'alimentation de la charge (V_{ab}, V_{bc}, V_{ca}), comme représenté à la Figure I-7, mais également un système de tensions de mode commun par rapport à la terre qui sera explicité dans la suite.

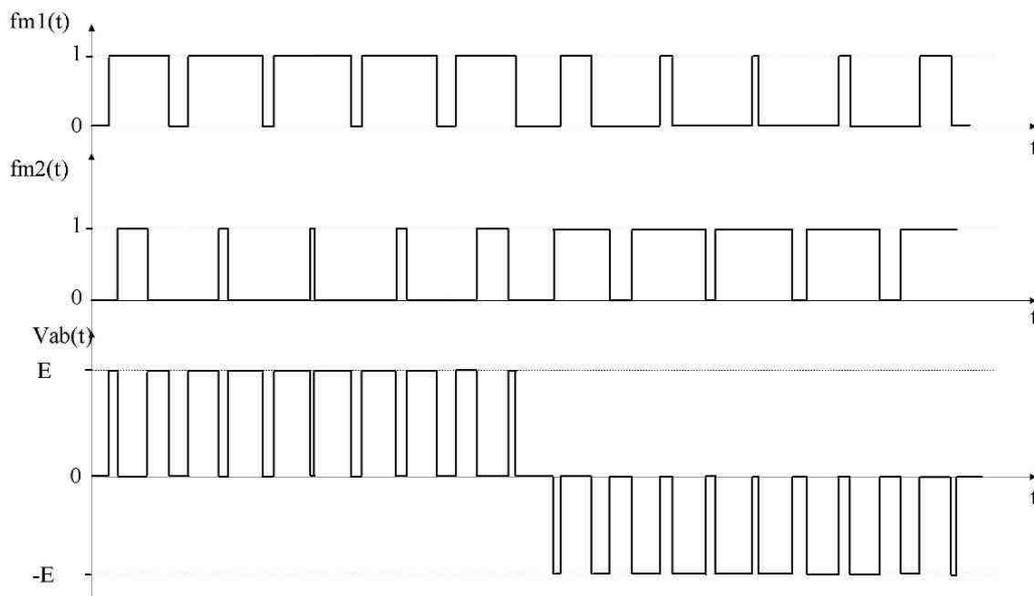


Figure I-7 : Formes d'ondes caractéristiques issues d'un onduleur de tension en régime différentiel

La nature fortement discontinue des tensions appliquées à la charge, et véhiculées par des câbles qui peuvent être relativement longs, justifient l'intérêt de l'étude de la compatibilité électromagnétique de ces dispositifs.

III.3.2. Perturbations électromagnétiques émises par un onduleur de tension

Un onduleur de tension est considéré comme typologiquement symétrique de par sa structure. Nous pouvons par conséquent étudier le comportement, en matière de perturbations, d'un seul bras de l'onduleur, puis extrapoler les résultats obtenus au système complet. Une analyse plus fine des phénomènes de commutation des interrupteurs est proposée sur la cellule élémentaire représentée à la Figure I-8. Les formes d'ondes de la tension aux bornes de l'IGBT sont trapézoïdales dans une approche simplifiée.

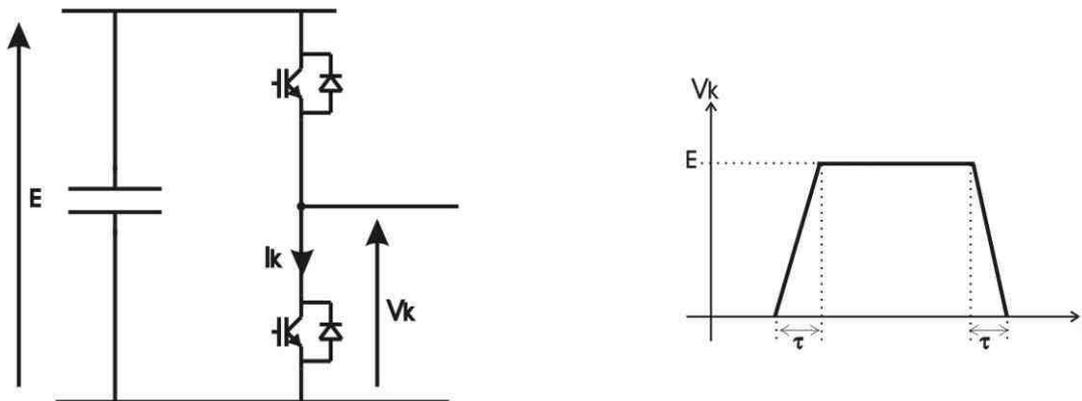


Figure I-8 : Cellule de commutation

Le temps de commutation τ , de fermeture et d'ouverture des interrupteurs, n'est pas instantané. Il est de l'ordre de quelques dizaines à quelques centaines de nanosecondes selon la puissance du convertisseur. Si on admet que le temps de fermeture est égal au temps d'ouverture, les amplitudes des composantes de la transformée de Fourier d'un signal trapézoïdal sont données par l'équation I-4.

$$A_n = 2A\alpha \frac{\sin(\pi n F_0 t_0)}{\pi n F_0 t_0} \frac{\sin(\pi n F_0 \tau)}{\pi n F_0 \tau} \quad \text{I-4}$$

Où t_0 est la période, τ le temps de commutation et α le rapport cyclique.

Le tracé des composantes harmoniques de la Figure I-9 montre un spectre de raies dont l'enveloppe décroît de 20dB par décade à partir de $f_c = 1/\pi t_0$, puis de 40dB par décade au-delà de $1/\pi \tau$. Ainsi, ce paramètre représentant la durée de commutation est particulièrement important car il détermine la fréquence à partir de laquelle les composantes harmoniques décroissent plus rapidement, réduisant conséquemment les perturbations émises. Ce temps peut être en partie réglé par la valeur de la résistance de grille de l'interrupteur de puissance.

En aéronautique, un des paramètres de dimensionnement principal est la réduction de la masse des systèmes. Or, en réduisant les temps de commutation, on diminue les pertes par commutation, et donc les pertes globales. Le convertisseur nécessite alors un dispositif de refroidissement moindre, d'où un gain de masse. Cependant, l'augmentation de la rapidité de commutation déplace la fréquence f_c vers

les hautes fréquences. Ceci a évidemment un effet négatif sur le niveau des émissions CEM et peut notamment nécessiter de renforcer les dispositifs de contrôle des émissions conduites et rayonnées, par l'utilisation de filtres CEM, ou par blindage de câble de meilleure qualité par exemple. Il apparaît par conséquent indispensable de trouver un compromis optimal entre les différentes solutions de réduction de la masse du système en considérant à la fois les pertes du convertisseur et son émission électromagnétique.

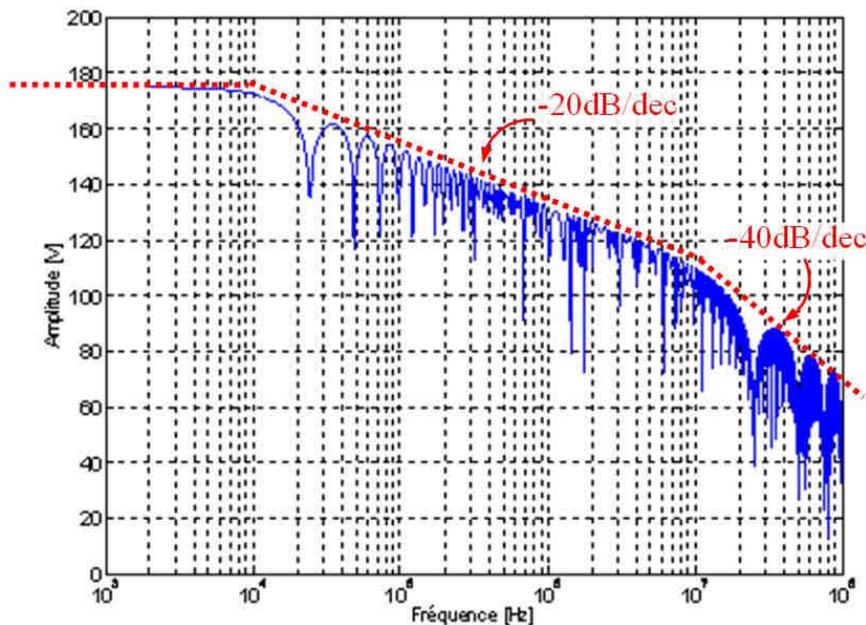


Figure I-9 : Amplitude des composantes de la série de Fourier d'un trapèze

Un second mécanisme de pollution engendré par un convertisseur statique est lié aux imperfections des semi-conducteurs (capacités à l'état bloqué), ainsi qu'aux imperfections des connexions et des composants passifs. En effets, ces inductances parasites associées aux effets capacitifs parasites des composants du convertisseur de puissance et des semi-conducteurs forment des circuits résonants. Ils provoquent des transitoires oscillatoires rapides lors des commutations rapides des interrupteurs.

Un exemple permettant d'illustrer de tels phénomènes est présenté à la Figure I-10. On a mesuré le courant dans un interrupteur d'une cellule de commutation alimentée sous 50V et fournissant un courant moyen de sortie de 2A. La fréquence de commutation est de 20kHz. On observe nettement à chaque commutation des oscillations faiblement amorties qui se traduisent par des pics à haute fréquence (quelques 10MHz) dans le spectre des grandeurs. La nature même de la cellule de commutation qui doit générer peu de pertes explique le faible amortissement de ces signaux rapides. Ils sont alors facilement couplés par conduction ou rayonnement à l'environnement.

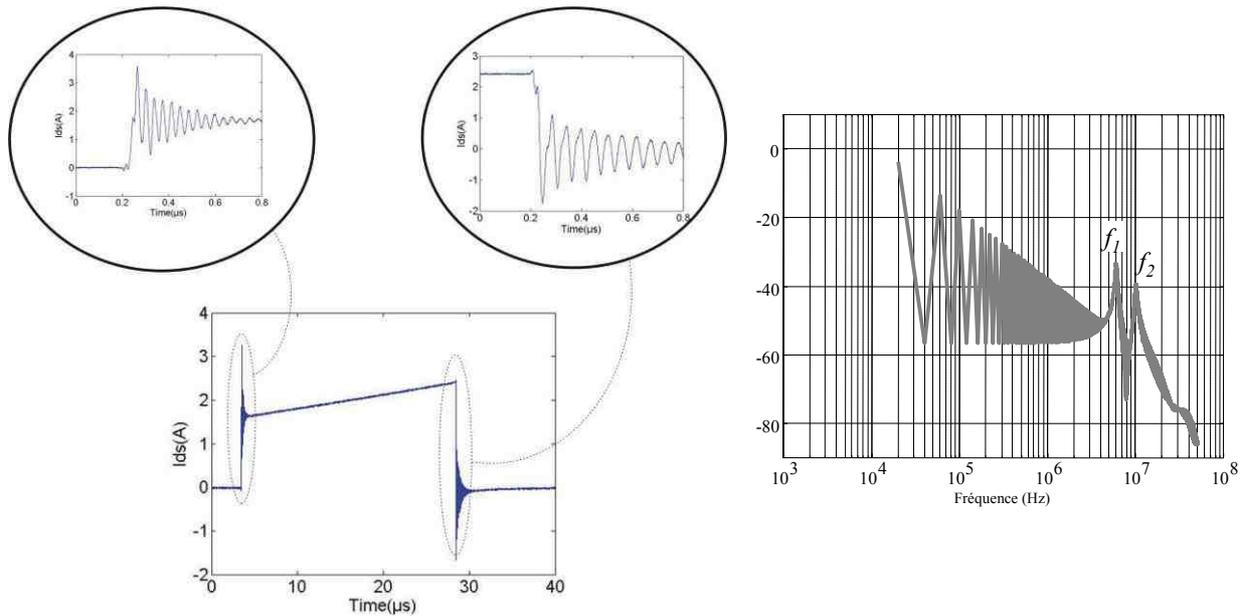


Figure I-10 : Phénomènes parasites HF lors des commutations et spectre correspondant (dBA)

La prévision de ces résonances est complexe et nécessite une étude fine du convertisseur qui sort du propos de ce travail. C'est pourquoi dans la suite de l'étude, nous avons choisi une modélisation basée sur les mesures.

III.3.3. Tensions et courants de mode commun

Le courant de mode commun I_{MC} représenté à la Figure I-6 ne correspond qu'à une partie du courant de mode commun total, mais ce schéma réduit permet de comprendre son origine. A la Figure I-6, seul l'onduleur et le câble de puissance sont représentés. Nous faisons l'hypothèse que le système est parfaitement symétrique du point de vue des impédances et que le courant de mode commun se partage en proportions égales sur les 3 conducteurs. Nous faisons cette hypothèse car nous nous intéressons principalement aux courants de mode commun générés par le convertisseur et non à ceux issus d'un transfert de mode dû à une non-symétrie des charges.

Le courant de mode commun peut être exprimé en fonction des tensions simples entre phase et terre $V_{a,b,c,t}$ par l'équation I-5. En regroupant les termes de tension et d'impédance, voir équation I-5, nous pouvons faire apparaître la tension équivalente de mode commun.

$$I_{MC} = \left(\frac{V_{at} + V_{bt} + V_{ct}}{3} \right) \frac{3}{Z_{c_b}} \quad \text{I-5}$$

La tension de mode commun est définie comme étant la somme divisée par 3 des tensions entre phase et terre (équation I-6). Elle correspond à la composante homopolaire d'un système triphasé après transformation de Fortescue [SEGUIER-06]. Généralement, la tension homopolaire est nulle si le système triphasé est équilibré, cependant le principe de fonctionnement de l'onduleur à découpage

empêche l'annulation de la tension homopolaire. Cette tension a été identifiée comme à l'origine du courant de mode commun qui prend part aux perturbations conduites.

$$V_{MC} = \frac{V_{at} + V_{bt} + V_{ct}}{3} \quad \text{I-6}$$

En utilisant l'équation I-6 et la définition des tensions entre phase et terre, dépendante des fonctions de modulation, nous exprimons dans l'équation I-7 la tension de mode commun à partir des fonctions de modulation.

$$V_{MC} = \frac{E}{3} \left((fm1 + fm2 + fm3) - \frac{3}{2} \right) \quad \text{I-7}$$

Sous certaines conditions de combinaison des valeurs des fonctions de modulation, la tension de mode commun prend les valeurs $E/2$, $-E/2$, $E/6$ et $-E/6$. L'excursion en amplitude de la tension de mode commun est donc égale à la tension du bus DC.

Pour résumer :

Le courant de mode commun est à l'origine des perturbations rayonnées. Il peut être calculé à partir de la connaissance de la tension de mode commun imposée par l'onduleur et des impédances de mode commun du système. Les grandeurs qui déterminent essentiellement les perturbations de mode commun sont par conséquent :

La fréquence de découpage,

- la vitesse de commutation des interrupteurs de puissance,*
- les imperfections des composants actifs et passifs,*
- l'amplitude de la tension du bus DC et du courant de charge fourni par le convertisseur.*

III.4. Les moyens de mesure des perturbations conduites et rayonnées

Le domaine de la CEM est régi par de nombreuses normes. Elles définissent, entre autre, les niveaux des perturbations émises acceptables dans un environnement électromagnétique donné. Ces niveaux s'appliquent à la fois sur les perturbations conduites et sur les perturbations rayonnées. Des moyens de mesure sont donc nécessaires afin de quantifier les perturbations électromagnétiques. Dans la suite de ce paragraphe, nous présentons en particulier les moyens de mesures CEM dont nous avons fait usage.

III.4.1. Les perturbations conduites

Les différents dispositifs expérimentaux et appareils qui permettent de réaliser des mesures de perturbation conduites sont : le Réseau Stabilisé d'Impédance de Ligne (RSIL), les sondes de tension et de courant, l'analyseur de spectre et l'oscilloscope.

Le RSIL (Figure I-11) [TI_D3290-99] permet de fixer l'impédance vue par le dispositif sous test par une impédance normalisée par le Comité International Spécial des Perturbations Radioélectriques (CISPR). L'impédance de fermeture, composée de R et $C3$, qu'il présente aux courants conduits, réalise une fonction passe-haut et permet la mesure des courants perturbateurs sans utiliser de capteur de courant. Dans notre étude, nous serons amenés à mesurer les courants conduits sur le câble de puissance, nous utiliserons par conséquent le RSIL pour son impédance normalisée et sa fonction filtrage.

Par ailleurs, le RSIL possède un filtre, constitué des inductances et capacités $L1$, $C1$ et $L2$, $C2$, qui permet d'isoler le dispositif sous test du reste du réseau dans lequel peuvent exister des perturbations conduites. Il doit également transmettre la puissance fournie par le réseau avec un écart de tension admis de 5% maximum.

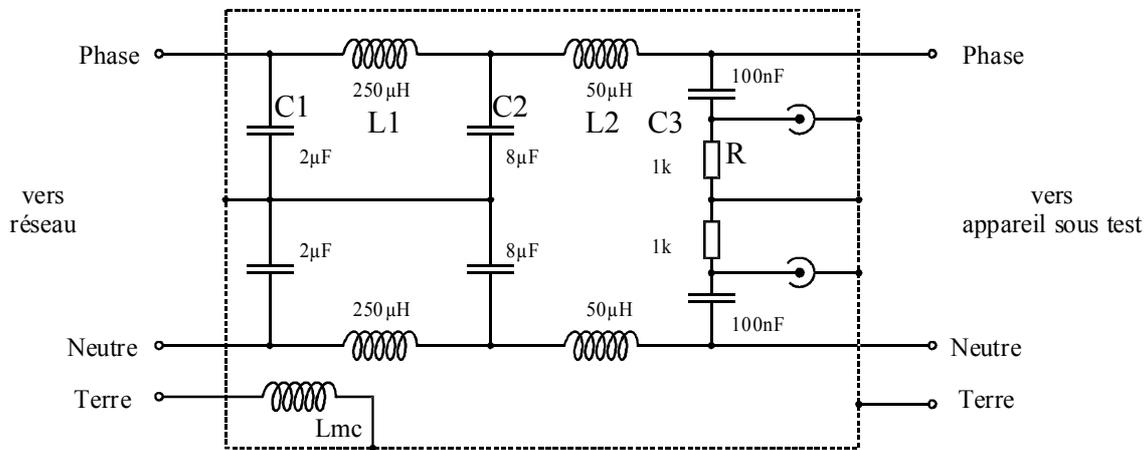


Figure I-11 : Réseau Stabilisé d'Impédance de Ligne

Dans nos expériences, le RSIL sera systématiquement placé sur un bus continu d'alimentation, il mesure les perturbations conduites globales à l'entrée du dispositif. Les valeurs de ses composants sont adaptées à la norme DO-160E.

Les courants de mode commun peuvent aussi être mesurés dans des conditions particulières par un capteur de courant, comme le présente la Figure I-12 [TI_D930-98].

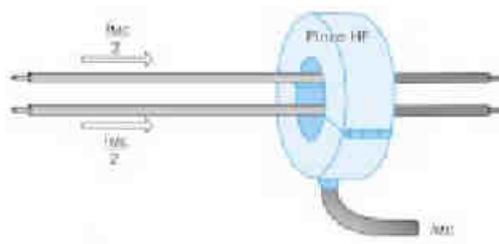


Figure I-12 : Utilisation d'une sonde HF de courant pour la mesure des courants de mode commun en

entrée d'un équipement

Ce capteur doit présenter une large bande passante, dans notre cas 10kHz-100MHz, et être peu sensible aux perturbations électromagnétiques créées par le dispositif sous test. Les capteurs basés sur le principe du transformateur de courant sont les mieux adaptés à ces conditions.

III.4.2. Les perturbations rayonnées

Les mesures de perturbations en mode rayonné sont effectuées sur le champ électrique E et le champ magnétique H avec différents types d'antennes. Deux zones de mesures sont définies :

- les mesures en champ proche, pour lesquelles $d < \frac{\lambda}{2\pi}$ (où d est la distance entre l'antenne et la source et λ la longueur d'onde de la source),
- les mesures en champ lointain, pour lesquelles $d > \frac{\lambda}{2\pi}$. Dans ce cas, on considère que les ondes sont planes. L'impédance du champ $Z_w = \frac{E}{H}$ est alors égale à $\sqrt{\frac{\mu_0}{\epsilon_0}} = 377\Omega$. Il suffit par conséquent de mesurer une seule des composantes du champ.

La distance de mesure définie dans la norme DO160E est de 1m. Les mesures seront donc considérées comme des mesures en champ proches jusqu'à 50MHz.

Les mesures peuvent être réalisées en espace libre ou dans des enceintes dont les propriétés électromagnétiques varient selon la bande de fréquences considérée. Dans la suite, nous décrivons plus particulièrement la cellule Transverse Électromagnétique (TEM) et la chambre anéchoïque qui sont les deux principales enceintes auxquelles nous avons eues recours.

III.4.3. La cellule TEM

La cellule Transverse Électromagnétique (TEM) est une enceinte de forme parallélépipédique qui se termine aux extrémités par une pyramide, voir Figure I-13. Au centre de la cellule se trouve une plaque métallique, le septum, qui est d'un côté alimentée par un générateur et de l'autre terminée par une charge.

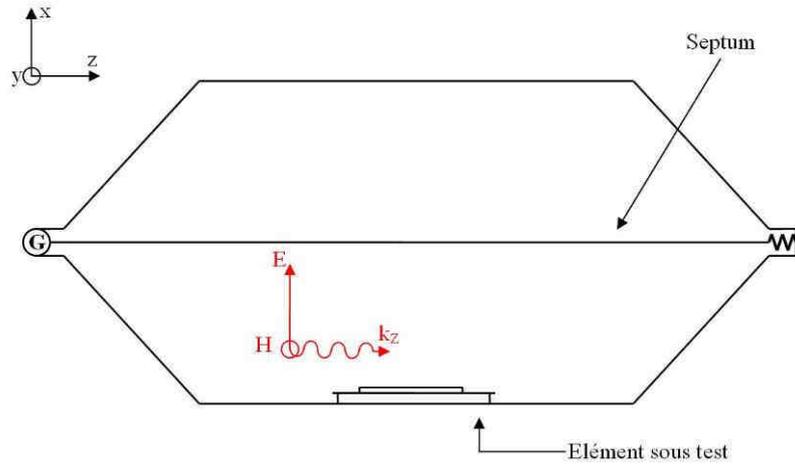


Figure I-13 : Coupe longitudinale de la cellule TEM en immunité

La géométrie de la cellule est telle que le champ électromagnétique à l'intérieur de celle-ci est une onde plane transverse. Cette propriété est vraie tant que la largeur de la cellule est inférieure à la demi-longueur d'onde. Pour la cellule ayant servi à nos mesures, voir Figure I-15 et Figure I-14, l'onde est donc théoriquement transverse jusqu'à 125MHz.

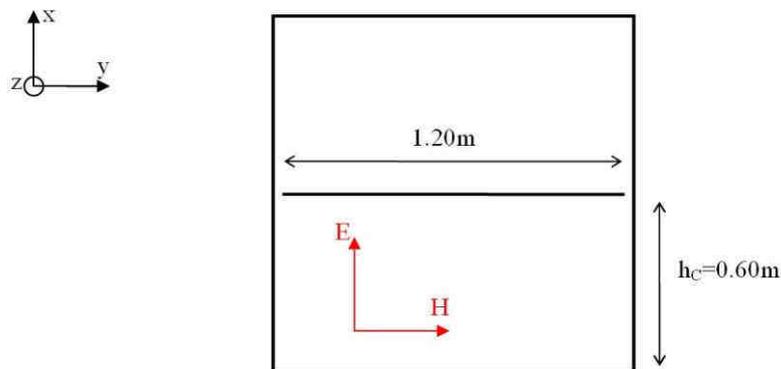


Figure I-14 : Coupe transversale de la cellule TEM

Le champ électrique est considéré comme étant uniforme au centre de l'enceinte. Il est approximé par l'expression I-8.

$$|E_x| = \frac{V_1}{h_c} \quad \text{I-8}$$

Où h_c est la hauteur entre le septum et le bas de la cellule, et V_1 la tension entre le septum et la paroi de la cellule servant de référence.

Dans le cas d'une onde plane, le champ électrique et le champ magnétique sont liés par l'expression I-9.

$$\frac{E_x}{H_y} = Z_w = \sqrt{\frac{\mu_0}{\epsilon_0}} \quad \text{I-9}$$

La direction de propagation de l'onde est parallèle à la direction longitudinale. Cela équivaut à illuminer l'équipement sous une onde TEM d'incidence rasante.

Dans notre étude, nous utilisons la cellule TEM dans son fonctionnement inverse qui est le fonctionnement en émission. Le but de ces mesures est d'obtenir un couplage par diaphonie entre la ligne sous test et le septum de la cellule. La cellule TEM est alors connectée à un récepteur de mesure coté gauche et à une impédance coté droit. L'impédance caractéristique Z_{C1} de la cellule étant de 50Ω , la cellule peut facilement être adaptée à ces deux extrémités, traduisant une relation simple entre la tension V_1 de la cellule TEM et le courant I_1 sur le septum donnée par l'équation I-10.

$$V_1 = I_1 Z_{C1} \quad \text{I-10}$$

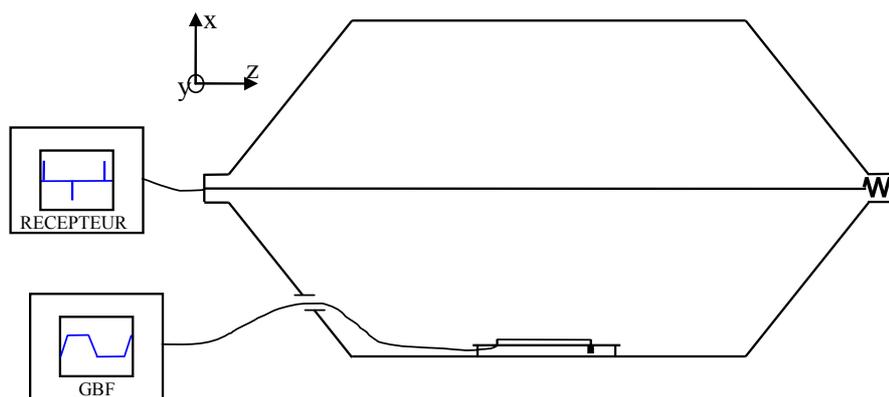


Figure I-15 : Coupe longitudinale de la cellule TEM en rayonnement

La prédiction de la tension induite par la ligne sous test sur la cellule nécessite au préalable l'évaluation des coefficients de couplage entre la ligne sous test et le septum de la cellule. Pour la suite de notre étude, nous faisons l'hypothèse que la longueur d'onde est grande devant la longueur de la cellule.

Le coefficient de couplage magnétique L_{12} peut alors être évalué en se plaçant dans un cas propice à sa génération. La ligne sous test est par conséquent court-circuitée à son extrémité droite et en circuit ouvert à son extrémité gauche. La circulation du courant dans le septum donne naissance à un champ magnétique H_y qui induit une tension V_{20} . La théorie des lignes de transmission fournit l'équation qui relie la tension V_{20} au champ magnétique H_y .

$$V_{20} = j\omega\mu_0 H_y h L_0 \quad \text{I-11}$$

Nous pouvons exprimer directement, par la relation I-12, la tension V_{20} induite sur la ligne sous test en fonction du courant I_1 sur le septum, à l'aide des équations I-8, I-9, I-10, I-11.

$$V_{20} = j\omega\mu_0 \frac{Z_{C1}}{Z_w} \frac{h}{h_C} L_0 I_1 \quad \text{I-12}$$

Nous en déduisons le coefficient de couplage magnétique L_{12} reliant le courant I_1 circulant sur le septum à la tension V_{20} induite sur la ligne sous test, qui est donné par l'expression I-13.

$$L_{12} = \mu_0 \frac{Z_{C1}}{Z_w} \frac{h}{h_C} L_0 \quad \text{I-13}$$

Le coefficient de couplage électrique C_{12} est évalué par dualité, en ouvrant l'extrémité droite de la ligne sous test et en court-circuitant l'extrémité gauche. Le courant I_{20} induit par le champ électrique E_x imposé par la cellule est donné par la relation I-14, déduite de la théorie des lignes.

$$I_{20} = j\omega C_2 h L_0 E_x \quad \text{I-14}$$

Le coefficient de couplage électrique C_{12} , reliant la tension V_1 sur le septum et le courant I_{20} induit sur la ligne sous test, est obtenu à partir des équations I-8 et I-14, il est donné par la relation I-15.

$$C_{12} = C_2 \frac{h}{h_C} L_0 \quad \text{I-15}$$

En utilisant le théorème de réciprocité électromagnétique impliquant les relations exprimées dans I-16, nous pouvons prédire le spectre de la tension V_1 lors d'un essai de rayonnement de la ligne sous test.

$$C_{12} = C_{21} \quad \text{I-16}$$

$$L_{12} = L_{21}$$

III.4.4. La chambre anéchoïque

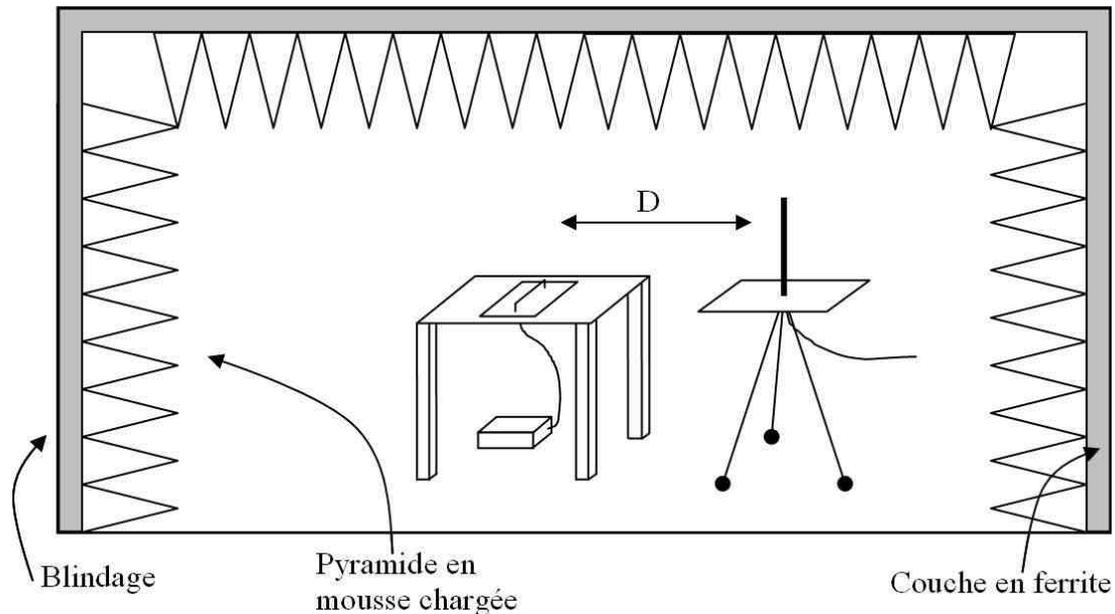


Figure I-16 : Chambre anéchoïque blindée

La chambre anéchoïque est une enceinte métallique recouverte de matériaux absorbants (Figure I-16). Le blindage métallique réalise la fonction cage de Faraday et protège ainsi l'équipement de l'environnement extérieur. Seul, le blindage provoquerait des réflexions d'ondes et la chambre se comporterait comme une cavité résonante. Les matériaux absorbants recréent des conditions de propagation proche de l'espace libre. Les absorbants sont en général composés d'une couche de ferrite (action sur les composantes Basse Fréquence BF) recouverte de pyramides de mousse polyuréthane chargée de fines particules d'un matériau conducteur (action sur les composantes Haute Fréquence HF). Le sol peut être recouvert de matériaux absorbants ; s'il ne l'est pas la chambre est dite semi-anéchoïque.

La chambre anéchoïque du laboratoire TELICE, illustrée par la Figure I-17, est une chambre semi-anéchoïque de 7m20 de côté et 2m80 de hauteur. Les propriétés anéchoïques dues aux absorbants pyramidaux (pas de couche de ferrite) sont obtenues pour une bande de fréquences allant de 200MHz à 18GHz. Nous verrons dans le Chapitre IV que les matériaux absorbants ne seront pas utiles pour notre application.



Figure I-17 : Chambre anéchoïque du laboratoire TELICE

Cette partie nous a permis d'introduire les principaux aspects théoriques et expérimentaux de la compatibilité électromagnétique. Les différentes grandeurs responsables de l'environnement CEM d'un système, et en particulier d'un avion, sont soumises à des normes. Dans la suite de ce mémoire, nous présentons les différentes normes qui s'appliquent dans le cadre de notre étude, et notamment la norme DO-160E qui concerne le domaine aéronautique.

IV. Les normes

Dans tous les domaines, les équipements mis sur le marché doivent respecter un certain nombre de contraintes liées à leur environnement. Ces restrictions sont rassemblées par des organismes de normalisation dans un document de référence appelé norme. Les organismes de normalisation sont composés de collègues d'experts réunissant des universitaires, des constructeurs, ainsi que des ingénieurs de laboratoires d'essais.

IV.1. Les normes en CEM

Dans le domaine de la compatibilité électromagnétique les principales normes sont :

- La norme MIL-STD-461E : Exigences pour le contrôle des propriétés des interférences électromagnétique des sous-systèmes et équipement rédigée par le Département de la Défense Américaine (DoD : Department of Defense en anglais),
- La norme CISPR 16-1-4 : Spécifications des méthodes et des appareils de mesure des perturbations radioélectriques et de l'immunité aux perturbations radioélectriques rédigée par le Comité International Spécial des Perturbations Radioélectriques (CISPR),
- La norme IEC 61000 : Compatibilité Électromagnétique rédigée par la Commission Électrotechnique Internationale (IEC : International Electrotechnical Commission en anglais),
- La norme DO-160E : Conditions environnementales et procédures de test pour les équipements aéronautiques rédigée par la Commission Technique pour l'Aéronautique (RTCA : Radio Technical Commission for Aeronautics en anglais).

Parmi ces normes, celle qui fait le plus souvent référence dans le domaine de l'aviation civile et que nous considérons essentiellement dans notre étude est la norme DO-160E. Les différents points de cette norme qui nous concernent pus particulièrement sont développés dans le paragraphe suivant.

IV.2. La norme aéronautique DO-160E

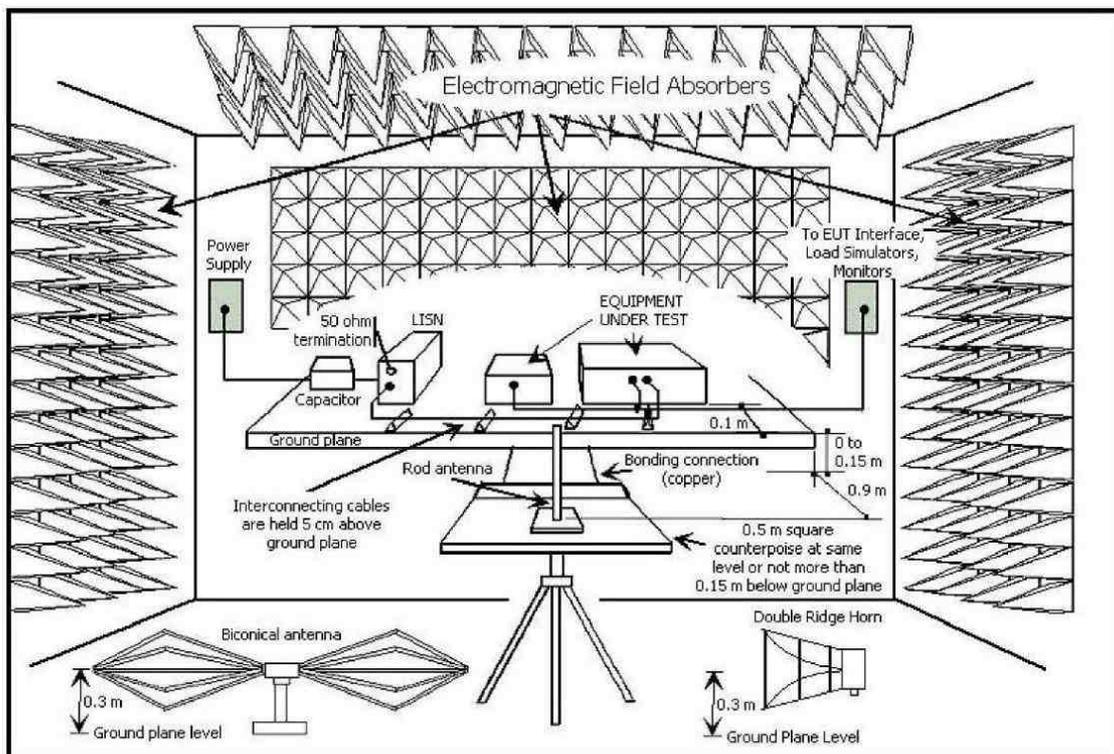


Figure I-18 : Implantation d'un équipement à tester selon la norme DO-160^E

La norme DO-160E [RTCA-04] est la norme qui spécifie les caractéristiques des équipements aéronautiques ainsi que l'environnement dans lequel ils doivent continuer à fonctionner. Nous nous intéressons notamment à la section 21, relative aux niveaux d'énergie des émissions Radio Fréquence (RF). Le protocole de mesure est défini par la Figure I-18. Le système sous test doit être installé sur une table en bois sur laquelle est placé un plan de cuivre d'une surface au moins égale à 2m^2 . La mesure du champ électrique est réalisée dans une chambre semi-anéchoïque.

L'antenne réceptrice utilisée doit être adaptée à la plage de fréquences étudiée. L'équipement sous test est connecté à des charges aéronautiques par les câbles réels de l'équipement. Un Réseau Stabilisateur d'Impédance de Ligne (RSIL) associé à des condensateurs extérieurs permet de filtrer les perturbations présentes sur le réseau, et également de normaliser l'impédance réseau vue par l'élément sous test. La Figure I-19 donne le gabarit de l'impédance du RSIL.

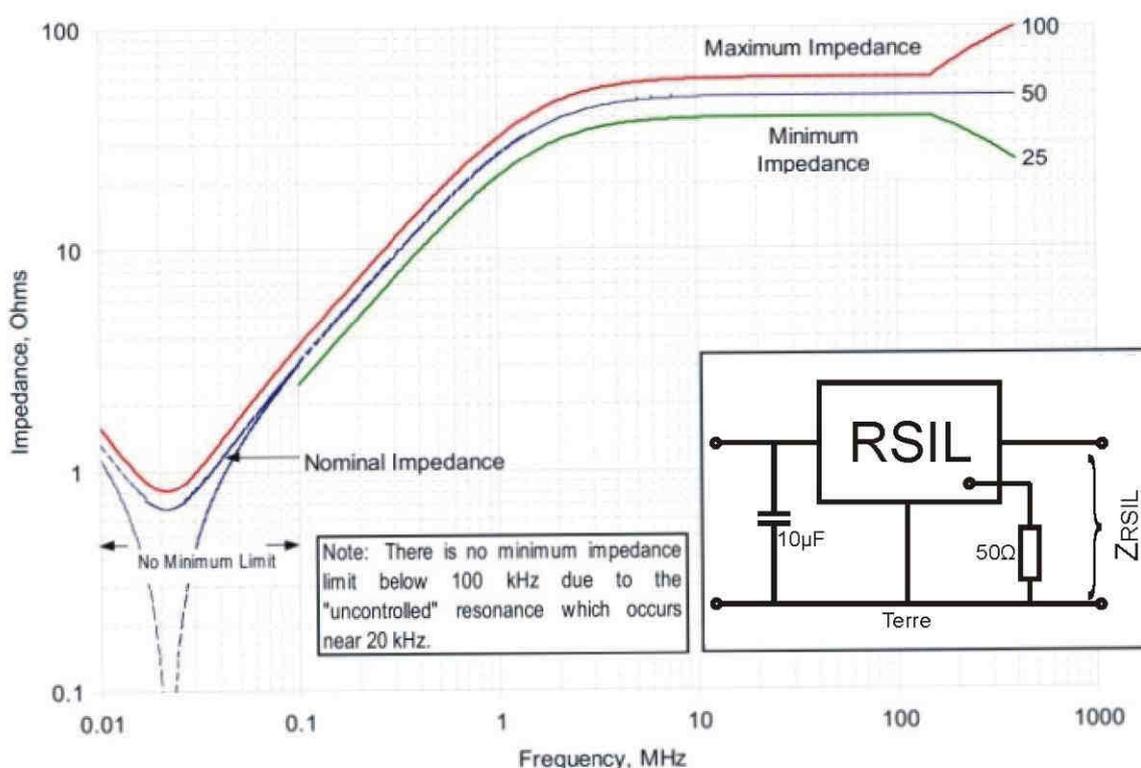


Figure I-19 : Gabarit d'impédance du Réseau Stabilisateur d'Impédance de Ligne

Le récepteur de mesure est réglé en détection crête avec une largeur de filtre d'analyse (BandWidth Resolution : BWR) définie par le Tableau I-2.

Tableau I-2 : Largeur du filtre d'analyse du récepteur

Bande de fréquences	BWR
0.15-30MHz	1kHz
30-400MHz	10kHz
400-1000MHz	100kHz
1000-6000MHz	1MHz

Dans la section 21 de la norme, les limites d'émission à ne pas dépasser sont fournies dans la plage de fréquences allant de 2MHz à 6GHz. Ces gabarits changent en fonction de leur environnement à l'intérieur de l'avion. En effet, si les équipements sont installés près de systèmes sensibles, alors les gabarits seront plus restrictifs. La Figure I-20 donne le gabarit d'émission en champ électrique pour les équipements dont la catégorie est la plus restrictive. Les puits qui apparaissent dans la partie haute fréquence correspondent aux fréquences utilisées pour les communications, les balises radios, ainsi que les radars.

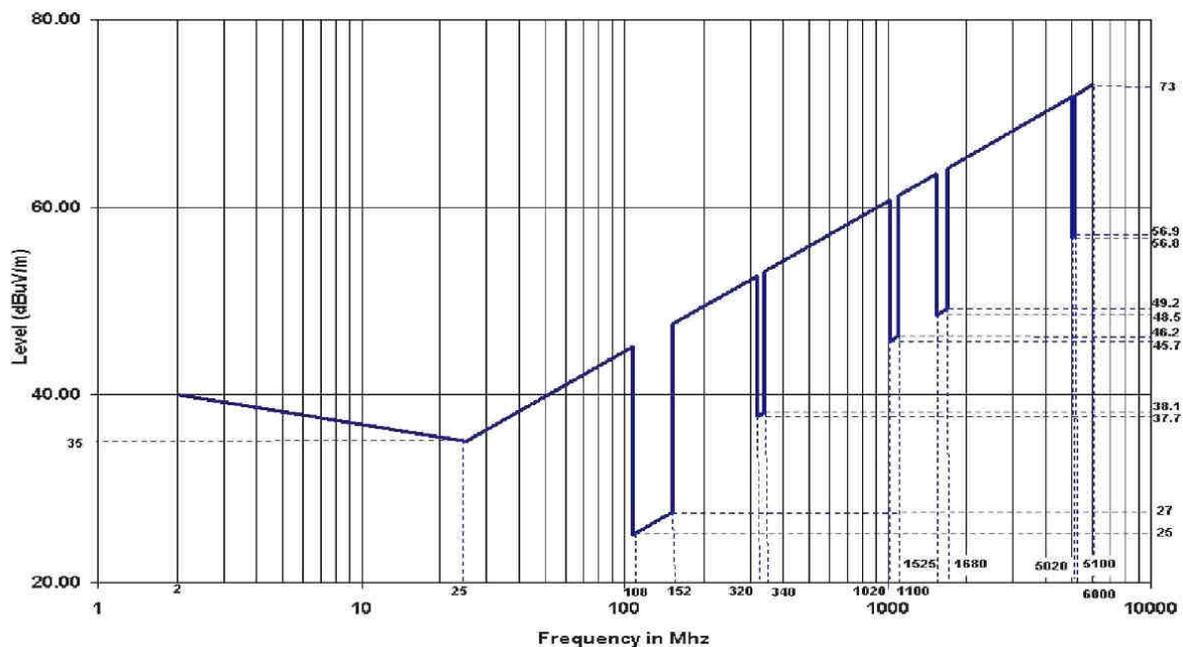


Figure I-20 : Gabarit d'émission de champ électrique pour un équipement de catégorie H

Avertissement important

Il n'existe pas de norme spécifique CEM rayonnée pour les câbles en aéronautique. En effet, le câble est un composant passif et n'est donc pas soumis aux normes dites "système". Le câble fait partie du système au même titre que le convertisseur ainsi que la charge. Cependant, nous nous sommes basés

sur cette norme pour mener nos travaux dans lesquels les émissions électromagnétiques du câble sont étudiées.

V. Les objectifs et la démarche de l'étude

L'environnement CEM est aujourd'hui un domaine en pleine mutation avec l'évolution de plus en plus marquée vers "l'avion plus électrique". Cette évolution est notamment à l'origine de nombreuses études sur le sujet de la compatibilité électromagnétique des systèmes qui ont été initiées par les industriels depuis plusieurs d'années. En particulier, au sein du laboratoire SPEC de SAFRAN (Safran Power Electronics Center), plusieurs thèses coordonnées ont été lancées en 2005 sur l'étude de la CEM de systèmes électriques en aéronautique. Notre doctorat s'intègre directement dans cette liaison universitaire soutenue par le groupe SAFRAN.

L'objectif principal de notre travail concerne le rayonnement électromagnétique des câbles de puissance reliant les convertisseurs statiques d'énergie aux actionneurs électromécaniques, dans un environnement aéronautique. L'avion moderne intègre dans ses systèmes de plus en plus de convertisseurs électroniques de puissance qui sont très polluants du point de vue CEM. Afin de répondre à la volonté de la société LABINAL qui est de concevoir des câbles de puissance optimisés en masse, tout en respectant les contraintes inhérentes à la CEM, nous avons orienté notre étude sur un système composé d'un convertisseur électronique de puissance qui génère des grandeurs électriques ayant de fortes et rapides variations d'amplitudes.

Le câble de puissance est parcouru par ces grandeurs électriques et éventuellement des signaux numériques HF. Il constitue ainsi le principal vecteur des perturbations conduites, ainsi qu'une source importante de perturbations rayonnées. Dans le but d'étudier son impact sur le champ électromagnétique ambiant, nous serons amenés à mettre en place un banc d'essai, principalement composé d'un convertisseur, d'un câble et de sa charge. Afin de ne prendre en compte que la contribution du câble dans la mesure du champ, le convertisseur ainsi que sa charge seront blindés. En outre, nous développerons un convertisseur versatile qui nous permettra d'analyser différentes technologies de câblage.

Organisation du mémoire

Le deuxième chapitre est consacré à la modélisation d'un système électrique constitué d'un convertisseur statique à configuration versatile, d'un câble de puissance ainsi que d'une charge. Dans un premier temps, différentes architectures de connexion des câbles sont analysées afin de déterminer les modes de rayonnement prédominants dans chaque configuration. A partir de cette analyse, nous développons dans un deuxième temps des modèles permettant d'obtenir les grandeurs électriques

nécessaires à la prédiction des champs rayonnés. Enfin, ces modèles sont appliqués sur le dispositif expérimental homothétique d'un dispositif industriel.

La connaissance des grandeurs électriques nous permet ensuite de prédire le rayonnement du câble de puissance selon sa technologie et sa configuration. A cet effet, le chapitre III, est consacré à la mise en place de différentes formulations analytiques pour calculer le champ électromagnétique rayonné par les câbles. En particulier, une simulation numérique est réalisée dans le but de valider les hypothèses prises au cours des développements analytiques.

Enfin, le quatrième et dernier chapitre concerne la validation expérimentale des modèles de rayonnement développés au cours de nos travaux. Le banc d'essai versatile décrit au chapitre II est utilisé dans le but de mesurer la contribution du câble de puissance au rayonnement électromagnétique du système complet. Les résultats expérimentaux obtenus sont comparés aux prédictions du chapitre III. Afin de conclure notre étude, nous présentons les différentes modifications à apporter aux modèles mis en place afin qu'ils soient directement applicables à des systèmes électriques réels plus complexes ou dans un contexte environnemental différent (composites).

Pour résumer

L'objectif principal de notre travail implique le développement de modèles analytiques de rayonnement des câbles de topologies diverses et excités par les sources de l'électronique de puissance. L'intérêt des modèles analytiques réside dans l'aide à la conception qu'ils procurent, ils sont toutefois moins précis que des modèles numériques. Aussi, la pratique optimale consiste à pré-dimensionner un dispositif avec un modèle analytique, puis à l'affiner par une approche numérique. C'est dans cet esprit que ce mémoire est construit, il traitera des différents objectifs définis dans ce premier chapitre.