



HAL
open science

L'avion plus électrique : vers une nouvelle génération de réseaux de bord

Olivier Langlois, Etienne Foch, Xavier Roboam, Hubert Piquet

► To cite this version:

Olivier Langlois, Etienne Foch, Xavier Roboam, Hubert Piquet. L'avion plus électrique : vers une nouvelle génération de réseaux de bord. La Revue 3E.I, 2006. hal-02537793

HAL Id: hal-02537793

<https://hal.science/hal-02537793>

Submitted on 9 Apr 2020

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

L'avion plus électrique : vers une nouvelle génération de réseaux de bord

Olivier LANGLOIS*, Etienne FOCH*, Xavier ROBOAM, Hubert PIQUET****

* Airbus France, Engineering Electrical Systems Department
316, route de Bayonne - PO BOX M0131/5 - 31060 TOULOUSE Cedex 03 - France

** Laboratoire d'Electrotechnique et d'Electronique industrielle
Unité mixte de Recherche INPT-ENSEEIH / CNRS
BP 7122 - 2, rue Camichel - 31071 TOULOUSE Cedex 7 - France

Résumé : Depuis les débuts de l'aéronautique, l'énergie électrique prend une place de plus en plus importante à bord des avions. Autrefois utilisée uniquement pour l'instrumentation de bord, elle s'est progressivement imposée pour le confort et le divertissement des passagers, tels que l'éclairage, la cuisine et les appareils vidéo. L'électricité a également pris une part importante avec l'augmentation des équipements électroniques utilisés pour le fonctionnement même de l'avion. C'est le cas des commandes de vol gérées et commandées électriquement, introduites dans les années 1980 sur l'Airbus A320.

De nos jours, l'électricité occupe toujours une part importante des recherches en aéronautique. Après la récente introduction d'actionneurs de commandes de vol électriques sur l'Airbus A380, de nombreux systèmes pourraient devenir « électriques » dans les prochaines années. Les fonctions particulièrement touchées sont le démarrage des moteurs, le dégivrage, le freinage des roues, ou encore le conditionnement d'air. L'électrification de ces fonctions n'est pas sans bouleverser le comportement global de l'avion du fait de la forte interaction entre chacune d'elles.

Ce besoin croissant en énergie électrique a fait évoluer les standards de tension utilisés pour les réseaux avion. De la tension continue 28 V, la tension alternative 115 V / 400 Hz est apparue au milieu du siècle dernier. Aujourd'hui, de nouveaux niveaux de tension vont apparaître afin de convenir aux puissances élevées mises en jeu sur les réseaux.

Les programmes de recherche actuels mettent en évidence les avantages apportés par l'usage de l'énergie électrique par rapport aux énergies pneumatiques et hydrauliques qu'elle remplace. Le concept d'avion plus électrique améliorera la conception des systèmes d'énergie embarqués par la rationalisation des sources de puissance et par la flexibilité d'utilisation de l'électricité. Néanmoins, les choix concernant les architectures du réseau de bord, les niveaux de tension employés, ou encore l'électrification de certains systèmes à énergies conventionnelles, restent à effectuer.

Mots clés : Avion plus électrique, réseaux de bord, systèmes avion, vision prospective

1. Introduction

Dans un avion, les équipements requièrent une énergie significative. En effet, outre la propulsion de l'avion, il est nécessaire d'apporter de l'énergie à l'instrumentation de bord, aux systèmes de contrôle et aux autres équipements permettant une bonne manœuvrabilité de l'avion en toute sécurité. Pour les avions de grande taille, une énergie conséquente est indispensable pour déplacer les gouvernes de commande de vol et ainsi diriger l'avion. De plus, pour les avions de transports civils ou militaires, le conditionnement d'air de la cabine demande une énergie très importante. Les appareils de divertissement des passagers, et surtout les cuisines, consomment également beaucoup d'énergie.

Sur les avions actuels, quatre formes d'énergies sont utilisées : mécanique, pneumatique, hydraulique et électrique. Ces énergies sont principalement obtenues à

partir des moteurs de propulsion. Les énergies mécanique, hydraulique et électrique sont obtenues par un entraînement mécanique du moteur. L'énergie pneumatique est quant à elle obtenue par prélèvement d'air sur les compresseurs du moteur (cas de l'avion à réaction)

L'aéronautique connaît actuellement de grandes évolutions énergétiques. Les équipements, de plus en plus électriques, font croître la proportion d'électricité utilisée à bord. Cela n'est pas sans provoquer des restructurations importantes du réseau électrique. Dans cet article, nous décrivons ces bouleversements, agissant au niveau global de l'avion, en se focalisant sur les avions de transports civils [OL04].

2. Avions actuels

Le prélèvement mécanique effectué sur le moteur permet d'une part de couvrir les besoins mécaniques

propres au moteur, d'autre part de générer les énergies hydraulique et électrique. L'énergie hydraulique est utilisée pour les actionneurs de puissance, tels que ceux mis en œuvre pour les commandes de vol. L'énergie électrique est utilisée uniquement pour l'instrumentation, la navigation, et les appareils de divertissement et de confort des passagers.

Le prélèvement d'air du moteur, « air bleed » en anglais, est utilisé pour le dégivrage des bords d'attaque des ailes et du moteur, et bien sûr pour le conditionnement d'air du cockpit et de la cabine.

A. Réseau hydraulique

Le réseau hydraulique, dont la génération est effectuée par des pompes entraînées par les moteurs, se compose de trois circuits totalement indépendants. On parle alors d'architecture 3H (trois circuits hydrauliques). Le choix de trois circuits s'explique par la redondance nécessaire pour les commandes de vol. Chaque actionneur de commande de vol est alimenté par l'un des circuits de manière à ce que l'avion reste manœuvrable avec un seul de ces trois circuits. Le schéma *Figure 1* montre la constitution du réseau hydraulique dans le cas d'un biréacteur, basé sur l'Airbus A330. Les trois circuits sont distingués par trois couleurs différentes : vert, jaune et bleu.

En cas de perte des moteurs suite à une défaillance quelconque, une génération minimale d'énergie hydraulique est assurée par une éolienne (RAT : Ram Air Turbine) se déployant sous l'avion. Cette RAT alimente un seul des trois circuits hydrauliques, en laissant inactif les deux autres.

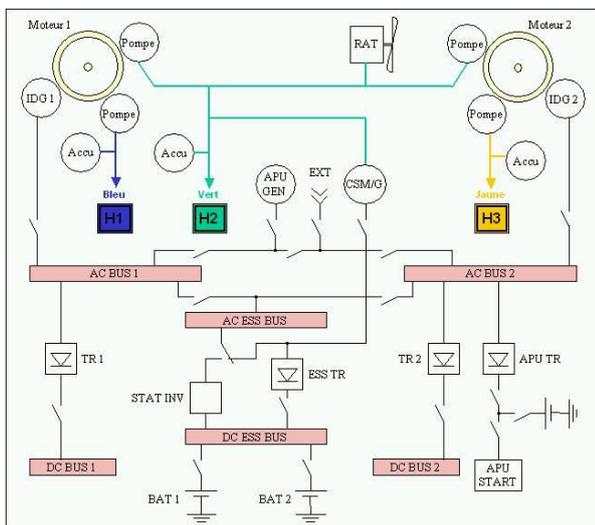


Figure 1 : Architecture type d'un avion actuel, possédant trois circuits hydrauliques indépendants. Cette architecture est dite 3H. (Cas d'un bimoteur, basé sur l'architecture A330.)

B. Réseau électrique

La génération d'électricité est obtenue par des générateurs mécaniquement régulés en vitesse (IDG : Integrated Drive Generator). Chaque moteur entraîne généralement un générateur alimentant son propre circuit électrique. En fonctionnement normal, les

circuits sont ségrégués, les générateurs ne sont jamais couplés en parallèle. Le schéma *Figure 1* présente une vue d'ensemble du réseau électrique d'un A330.

Pour les moyens ou gros porteurs, la génération est effectuée en courant alternatif triphasé 115/200 V – 400 Hz. Ce standard correspond au réseau principal, sur lequel sont alimentés les consommateurs puissants. Le réseau secondaire, en courant continu 28 V, est destiné à l'alimentation des faibles charges. Ce réseau continu est obtenu à partir du réseau alternatif, par abaissement et redressement de tension, via les équipements TRU (Transformer Rectifier Unit).

Au sol, l'avion est souvent alimenté par un groupe de parc. Toujours au sol, et rarement en vol, le groupe auxiliaire (APU : Auxiliary Power Unit) permet de fournir de l'électricité en 115/200 V – 400 Hz.

En cas de perte des générateurs principaux, un générateur de secours (CSM/G : Constant Speed Motor/Generator) permet de fournir une puissance minimale en 115/200 V – 400 Hz à partir du réseau hydraulique.

Enfin, deux ou trois batteries permettent de disposer d'un minimum d'électricité pendant les phases transitoires ou la génération en courant alternatif serait absente.

3. Avions « plus électriques »

L'Airbus A380, dont le premier vol a été effectué en avril 2005, marque le premier pas de l'aéronautique vers le tout électrique. On parle alors d'avion « plus électrique » du fait du remplacement de certains équipements hydrauliques par des équipements électriques. Les principales avancées technologiques proposées par l'A380 sont les suivantes :

- certaines surfaces de commandes de vol sont déplacées par des actionneurs électriques,
- le système de secours est totalement électrique,
- le réseau alternatif adopte une fréquence variable,
- les disjoncteurs de faible calibre deviennent électroniques.

A. Réseaux hydraulique et électrique

Le schéma de la *Figure 2* donne l'architecture simplifiée des réseaux hydraulique et électrique de l'A380 adaptée à un bimoteur. Cela permet de bien cibler les différences par rapport à l'architecture précédente concernant l'A330.

La différence frappante est la suppression d'un circuit hydraulique. Seuls deux circuits hydrauliques sont disponibles pour alimenter les actionneurs de commande de vol. En contrepartie, deux circuits électriques sont utilisés pour alimenter des actionneurs électriques de commande de vol. L'architecture type 3H précédemment présentée cède la place à cette architecture type 2H+2E.

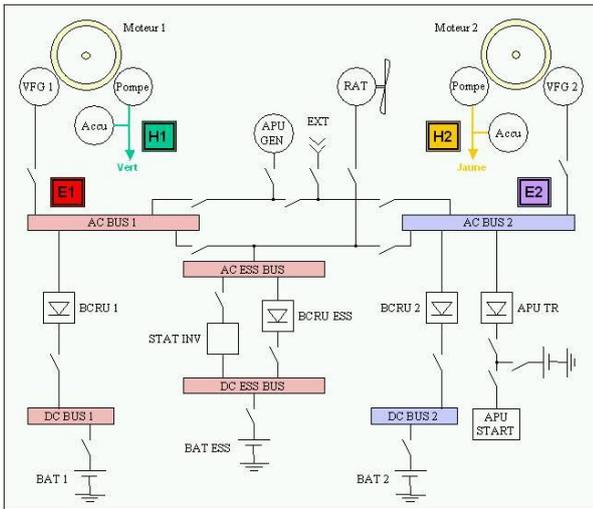


Figure 2 : Architecture type d'un avion plus électrique, possédant deux circuits hydrauliques et deux circuits électriques, tous indépendants. Cette architecture est dite 2H+2E. (Cas d'un bimoteur, mais basé sur l'architecture A380.)

B. Génération électrique AC

Les générateurs électriques de l'A380 sont fondamentalement différents de ceux des anciens programmes Airbus. Les IDG ont été remplacés par des VFG (Variable Frequency Generator). La différence technologique est la suppression du système de régulation de la vitesse de rotation du générateur (CSD : Constant Speed Drive). Ce système hydromécanique permet de compenser la variation de vitesse de l'entraînement du réacteur (du simple au double suivant les phases de vol).

Les avantages de la suppression du CSD sont liés à la simplification du système, d'où un gain en fiabilité et en maintenance, ainsi qu'un gain de masse. Les VFG engendrent une diminution de la masse de l'ordre de 20 % par rapport aux IDG (à puissance identique).

En contrepartie, la vitesse de rotation du générateur n'est plus régulée, et varie donc approximativement dans un rapport deux. La conséquence directe est la variation de fréquence du réseau électrique. Auparavant fixée à 400 Hz, elle s'étend désormais de 360 à 800 Hz. Cette variation de fréquence a un impact sur les équipements alimentés en courant alternatif. En particulier, la plupart des pompes à carburant et les ventilateurs ne peuvent plus être actionnés directement par un moteur asynchrone. L'usage de moteurs synchrones à aimants permanents associés à une conversion statique se généralise ainsi. Les progrès en électronique de puissance permettent d'envisager l'utilisation de cette nouvelle technologie.

Exceptée la suppression du système de régulation de vitesse, les générateurs d'un IDG et d'un VFG restent identiques (cf. Figure 3). Ils se composent de trois étages de machines : le PMG (Permanent Magnet Generator), l'Exciter et le Main. Le premier permet d'alimenter le système de contrôle/commande du générateur. Le second permet de fournir l'excitation du Main, lequel délivre l'électricité au réseau alternatif.

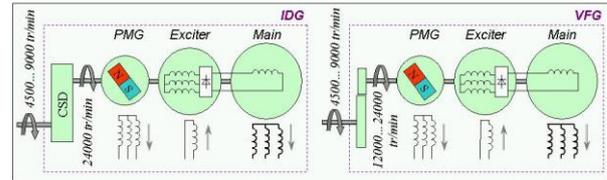


Figure 3 : Evolution des générateurs utilisés sur les avions Airbus. Le VFG, introduit sur l'A380, remplace l'IDG équipant les précédentes générations. Le régulateur mécanique de vitesse est supprimé.

C. Génération électrique DC

Le principe de génération du courant continu de l'A380 est identique à celui des anciennes générations d'avion. Par contre, les transformateurs-redresseurs (TRU) sont remplacés par des BCRU (Battery Charge and Rectifier Unit). La constitution de ces deux types d'équipements est donnée en Figure 4.

Concernant le TRU, il se compose d'un transformateur triphasé à deux secondaires (étoile et triangle) suivis de deux redresseurs triphasés double alternance, de manière à réaliser un redressement dodécaphasé (« 12-pulses »).

Le BCRU a une structure plus complexe, car il contient un ATRU (Auto-Transformer-Rectifier Unit) suivi d'un convertisseur DC/DC. L'ATRU possède la structure d'un TRU, mais délivre une tension élevée de 270 V DC. Le convertisseur DC/DC permet de délivrer une basse tension de 28 V.

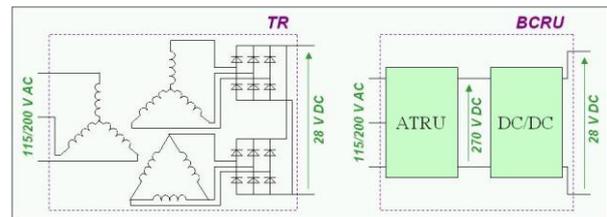


Figure 4 : Evolution de la génération de courant continu. Le BCRU introduit sur l'A380 remplace le TRU équipant les précédentes générations d'avion. La tension de sortie 28 V peut désormais être ajustée électroniquement.

L'intérêt du BCRU se situe dans le contrôle de sa tension de sortie, ce qui permet de laisser les batteries couplées en permanence sur le réseau 28 V DC. Avec les TRU, les batteries étaient couplées uniquement en cas de besoin. L'intérêt de disposer les batteries en tampon sur le réseau continu est l'élimination des coupures d'électricité sur ce dernier. Ceci est un avantage par rapport aux avions précédents, sur lesquels cette fonction n'existait pas. Seuls certains avions disposaient d'une fonction « anti-coupage » sur le réseau alternatif, mais cette fonction est rendue impossible sur l'A380 à cause de l'introduction de la fréquence variable.

D. Actionneurs de commande de vol

Pour la première fois, l'A380 embarque un grand nombre d'actionneurs électriques de commande de vol. Il s'agit principalement d'EHA (Electro-Hydrostatic Actuator), mais l'on y trouve également des EBHA

(Electrical Backup Hydraulic Actuator) et quelques EMA (Electro-Mechanical Actuator). Environ le tiers des actionneurs de commande de vol sont électriques, tandis que les autres restent des actionneurs hydrauliques traditionnels.

Un EHA est en fait une servocommande hydraulique sur laquelle est disposé son propre système de génération hydraulique à partir de l'électricité. Une vision de ces deux actionneurs est donnée en *Figure 5*. La génération hydraulique locale à l'EHA est obtenue par un groupe moteur-pompe. Le moteur électrique, généralement à aimants permanents, est alimenté par un onduleur. Etant alimenté en courant alternatif, l'actionneur possède également un redresseur triphasé (cf. *Figure 6*). Ce système est un exemple typique d'interdisciplinarité réussie. En effet, l'utilisation conjointe d'énergie électrique et hydraulique permet d'utiliser un moteur électrique à grande vitesse de rotation (donc à forte puissance massique) couplé à un sous système pompe-vérin qui offre un rapport de réduction mécanique très élevé permettant de disposer, au niveau des surfaces de commande de vol, de fortes capacités en terme de poussée à faible vitesse de débattement.



Figure 5 : Evolution des actionneurs de commande de vol. A gauche, une servocommande traditionnelle, alimentée par l'hydraulique avion. A droite, un EHA, alimenté par l'électricité avion, mais recréant une hydraulique locale pour mouvoir le vérin.

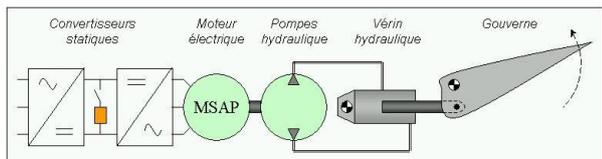


Figure 6 : Schéma de principe d'un EHA actionnant une gouverne de commande de vol. Un vérin hydraulique traditionnel est alimenté par un ensemble convertisseur-moteur-pompe local.

L'encombrement et la masse d'un EHA sont plus importants que ceux des servocommandes hydrauliques. Par contre, l'économie de masse réalisée sur les canalisations hydrauliques est intéressante. En comptant les actionneurs et la distribution, le remplacement des circuits 3H par 2H+2E entraîne une diminution de masse significative.

L'utilisation d'actionneurs électriques (EHA) plutôt que les traditionnelles servocommandes hydrauliques offre l'avantage de remplacer les canalisations hydrauliques par des câbles électriques. Ceux-ci éliminent les risques de fuite de fluide, tandis qu'un défaut sur une ligne électrique est plus facilement identifiable que sur une ligne hydraulique. La

maintenance sur le réseau de distribution est ainsi facilitée et diminuée. De plus, un défaut sur une ligne électrique est facile à isoler, évitant ainsi la perte d'un réseau complet.

4. Avion « tout électrique »

Il semble avantageux d'augmenter le nombre d'équipements électriques en remplaçant leurs homologues hydrauliques ou pneumatiques. En poussant le raisonnement à l'extrême, on peut envisager la suppression de toute génération hydraulique ou pneumatique à partir des moteurs.

A. Suppression des pompes hydrauliques moteur

La suppression de tous les circuits hydrauliques peut s'avérer intéressante, en imaginant la suppression de toutes les canalisations et pompes hydrauliques.

La suppression des pompes hydrauliques oblige à supprimer tout autre équipement hydraulique de l'avion. Parmi eux, le freinage des roues apparaît comme le plus contraignant. En effet, le passage à l'électrique de ce système, à base d'EMA, requiert des pointes de puissance très élevées, notamment avec l'utilisation de la fonction anti-blocage des roues. Actuellement, l'A380 possède déjà une assistance électrique pour le freinage, à base d'EBHA. L'électricité est utilisée en cas d'incident sur le circuit hydraulique.

B. Suppression du prélèvement d'air moteur

La quasi-totalité de l'énergie pneumatique utilisée par l'avion prend son origine par un prélèvement d'air sur les moteurs (« bleed »). Cette énergie est importante, et principalement utilisée pour le conditionnement d'air, le dégivrage des bords d'attaque des ailes et des entrées d'air moteur. Il apparaît plus avantageux, en terme de souplesse, d'utiliser des groupes de conditionnement d'air ainsi que des dégivrages électriques. Cela entraîne une augmentation considérable de la puissance électrique installée sur l'avion (cf. *Figure 7*).

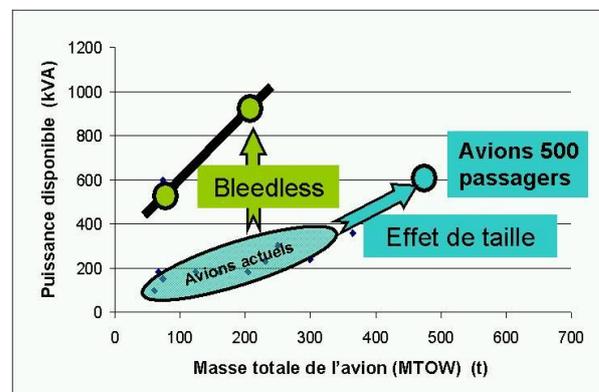


Figure 7 : Impact de la suppression du prélèvement d'air (bleed) sur la puissance électrique installée.

La suppression du prélèvement d'air à une forte influence sur le fonctionnement de l'avion. En effet, ce

même « bleed » sert également au démarrage des moteurs au sol, en utilisant l'air en provenance de l'APU (cf. Figure 8). Une fois les moteurs démarrés, l'APU est éteint, et ne permet plus la fourniture d'énergie pneumatique. L'utilisation d'un APU pour la réalisation du conditionnement d'air par exemple est donc impossible.

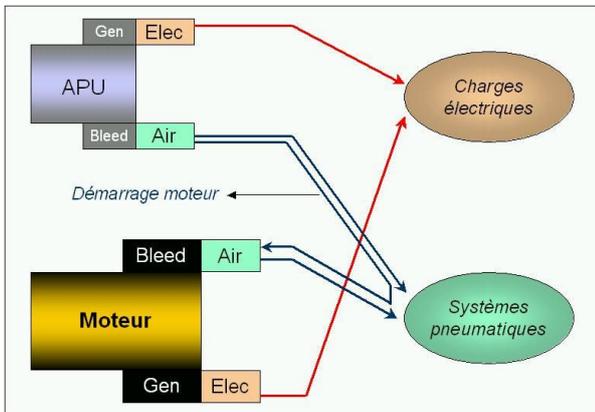


Figure 8 : Utilisation actuelle des ressources en air et électricité. L'APU étant en fonctionnement, le démarrage des moteurs est réalisé par l'air de l'APU à travers le « bleed ». Ce même « bleed » est ensuite utilisé pour alimenter les systèmes pneumatiques. Les charges électriques sont totalement indépendantes.

Dans le cas de la suppression du « bleed », les moteurs doivent être démarrés électriquement (cf. Figure 9). Des travaux portent alors sur l'utilisation des générateurs comme démarreur électrique de manière à mutualiser les fonctions.

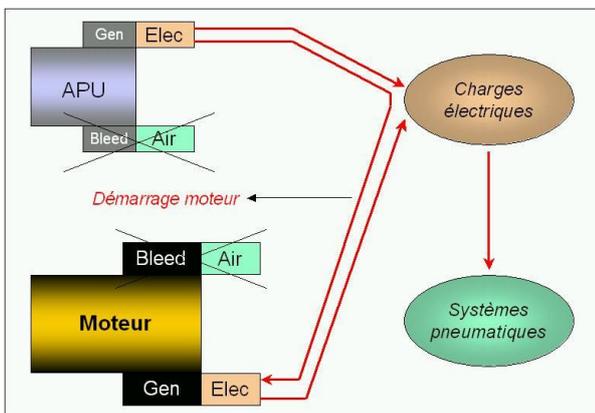


Figure 9 : Fonctionnement des systèmes pneumatiques et électriques après suppression du « bleed ». L'APU étant en fonctionnement, le démarrage des moteurs est réalisé électriquement par l'intermédiaire des générateurs. Ces générateurs alimentent ensuite les systèmes électriques. Les systèmes pneumatiques sont alimentés en utilisant l'énergie électrique.

Puisque l'APU n'a plus à fournir d'énergie pneumatique, il serait possible de remplacer ce groupe par une autre source d'électricité. La pile à combustible est un générateur candidat pour cette fonction. Néanmoins, la puissance importante qu'elle doit être capable de fournir entraîne aujourd'hui un

encombrement et une masse trop importante. Il y a un manque de maturité de cette technologie pour l'application aéronautique souhaitée.

C. Génération électrique

L'augmentation du nombre d'équipements électriques impose la mise en place de générateurs puissants. Pour un long courrier type 300 passagers, le conditionnement d'air implique une augmentation de la puissance électrique installée d'environ 400 kW. En ajoutant très approximativement 200 kW nécessaire aux dégivrages et autres équipements auparavant hydrauliques, cela fait grimper la puissance de la génération normale à près de 1 MW, contre seulement 230 kW pour un actuel avion 300 passagers.

La masse et encombrement des générateurs dans le boîtier d'accessoires moteur sont alors importants (cf. Figure 10), ce qui conduit à étudier d'autres possibilités d'installation. En particulier, l'intégration des générateurs au centre des moteurs permettrait, à terme, d'éliminer la transmission mécanique nécessaire à l'entraînement des systèmes de génération hydraulique et électrique actuellement utilisés (cf. Figure 11). Cependant, les contraintes thermiques sont très fortes dans le moteur, et la faisabilité de l'intégration des générateurs est encore à l'étude. Ce concept est imaginé depuis plusieurs années, avec des machines réversibles permettant également le démarrage des moteurs [REQ93].

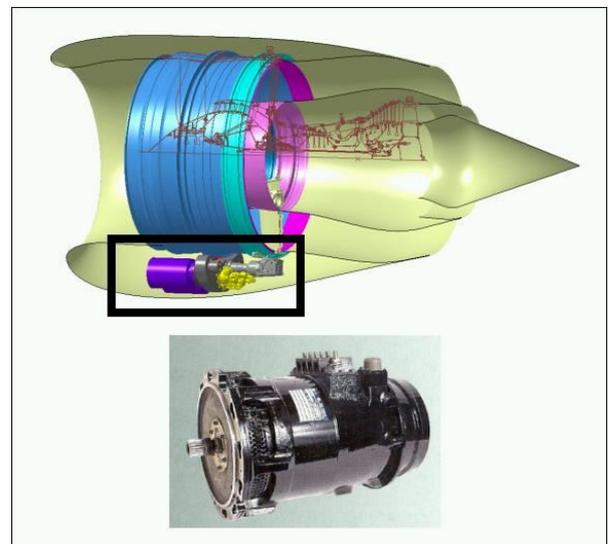


Figure 10 : Disposition des générateurs électriques sur les avions actuels. Ici, les VFG de l'A380 occupent une place importante en périphérie du moteur (boîtier d'accessoires moteur).

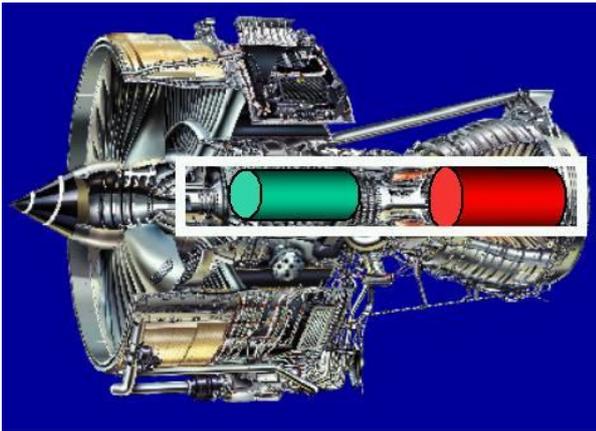


Figure 11 : Disposition à l'étude pour l'avenir. Les générateurs seraient intégrés dans le moteur.

D. Réseau électrique

Tous les avions de transports de taille moyenne ou importante utilisent deux standards de tension pour leurs réseaux de bord : 28 V DC et 115 V AC. L'augmentation de la puissance montre un intérêt pour l'élévation de ces tensions, afin de diminuer les sections de câbles et leurs masses. En ce qui concerne le réseau secondaire, le 28 V DC reste judicieux. Par contre, le réseau principal 115 V AC pourrait être remplacé ou complété par la tension 230 V AC. La haute tension continue pourrait également se généraliser, avec 270 V DC, ou même ± 270 V DC, soit une tension différentielle de 540 V DC. Cela fait de nombreuses années que cette haute tension différentielle est envisagée, associée à un alternodémarrreur [JAW93]. En effet, cette haute tension est particulièrement adaptée pour les consommateurs de forte puissance, tels que les groupes de conditionnement d'air.

Toujours du fait de l'augmentation de la puissance installée et, en conséquence, de la montée en puissance des convertisseurs statiques utilisés par les équipements, le risque de perturbation réseau est croissant. En particulier sur le réseau alternatif, les redresseurs à diodes type « 6-pulses » génèrent des harmoniques basses fréquences pouvant entacher la qualité de tension réseau. Des solutions de filtrage actif seront probablement intégrées dans les réseaux de bord [PL04].

5. Conclusion

Des évolutions majeures sont nécessaires pour la suppression du prélèvement d'énergie pneumatique sur les moteurs et la diminution de l'énergie hydraulique, au profit de l'augmentation de l'énergie électrique. Ceci demandera des changements importants dans la génération et la distribution électrique, ainsi que dans l'approche des réseaux embarqués.

Des projets de recherche récents, tel que le POA (Power Optimized Aircraft), ont mis en avant des gains significatifs apportés par l'utilisation massive de l'électricité, et ont permis de dégager des voies d'exploration de l'avion plus électrique vers le tout électrique. L'usage de technologies désormais

compétitives et fiables, telles que l'électronique de puissance, permet de surpasser des solutions conventionnelles déjà optimisées, lesquelles n'ont pas un potentiel d'amélioration significatif.

Des évolutions conséquentes sont nécessaires pour les futurs systèmes électriques embarqués afin de fournir les puissances demandées et de réussir les challenges technologiques associés. Ces évolutions doivent être l'occasion de considérer des concepts nouveaux apportant de nouvelles fonctionnalités, sans oublier l'intégration physique dans l'avion.

Références

- [OL04] O. Langlois, E. Foch, X. Roboam, H. Piquet, *De l'avion plus électrique à l'avion tout électrique : état de l'art et prospective sur les réseaux de bord*, Journées 2004 de la section électrotechnique du club EEA, mars 2004.
- [REQ93] Richard E. Quigley, Jr., Aerospace Power Division, Aero Propulsion and Power Directorate, Wright Laboratory, *More Electric Aircraft*, IEEE Applied Power Electronics Conference, mars 1993.
- [JAW93] Joseph A. Weimer, Aerospace Power Division, Aero Propulsion and Power Directorate, Wright Laboratory, *Electrical Power Technology For The More Electric Aircraft*, 1993.
- [PL04] Ph. Ladoux, F. Richardeau, L. Raulin, *Electronique de Puissance pour la qualité de l'énergie des réseaux de bord d'avion*, Journées 2004 de la section électrotechnique du club EEA, mars 2004.