

**De l'avion plus électrique à l'avion tout électrique :  
état de l'art et prospective sur les réseaux de bord**

O. Langlois<sup>1</sup>, E. Foch<sup>1</sup>, X. Roboam<sup>2</sup> et H. Piquet<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Airbus France  
Engineering Electrical Systems Department  
316 route de Bayonne  
PO BOX M0131/5  
F-31060 Toulouse CEDEX 03, France

<sup>2</sup> Laboratoire d'Électrotechnique et d'Électronique Industrielle  
Unité mixte de Recherche INPT-ENSEEIH / CNRS  
BP 7122  
2 rue Camichel  
F-31071 Toulouse CEDEX 7, France

# De l'avion plus électrique à l'avion tout électrique : état de l'art et prospective sur les réseaux de bord

O. Langlois, E. Foch

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

X. Roboam, H. Piquet

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 le début de l'histoire de l'aéronautique, les avions deviennent toujours plus électriques. Des progrès ont été obtenus petit à petit, notamment à travers les étapes suivantes :

- Changement de tension du 28 V DC au 115 V AC pour les fortes puissances (dans les années 50).
- Commandes de vol électriques sur A320 (années 80).
- Actionneurs à puissance électrique et remplacement d'un circuit hydraulique sur A380 (années 2000).

Les programmes de recherche et développement aéronautiques récents mettent en évidence l'intérêt de systèmes plus électriques mais quelques questions restent posées :

- Comment répondre à une demande en énergie électrique toujours croissante ?
- Comment permettre le passage en électrique de quelques utilisateurs particuliers tels que train d'atterrissage, démarrage réacteurs, dégivrage ou conditionnement d'air ?
- Quelle sera la structure des réseaux de bord d'un « avion tout électrique » ? Sera-t-elle identique aux avions actuels, avec un simple remplacement des équipements présents par des éléments électriques, ou les systèmes devront-ils être entièrement repensés (réseau continu, nouvelles technologies de production et stockage de l'énergie, nouvelle gestion des ressources de puissance) ?

Après un état de l'art sur les réseaux de bord électriques passés et présents, voici des questions que nous aborderons dans ce papier en tentant de projeter les répercussions des évolutions scientifiques et technologiques pressenties sur la sphère EEA.

**Mots clés**—Avion plus électrique, architecture électrique, technologies des équipements, vision prospective.

## I. INTRODUCTION

EN aviation, comme dans tout type de véhicule, le besoin énergétique auxiliaire est important. Les énergies dites de servitudes sont indispensables car elles permettent d'assurer les performances, la sécurité et le confort.

Tout d'abord, il faut actionner les commandes de vol nécessaires pour diriger l'avion (ailerons, gouvernes...). Pour les avions de taille importante, la seule force de l'homme ne suffit pas pour réaliser ces actions ; une autre source d'énergie

est donc indispensable.

Ensuite, il y a l'alimentation de tous les équipements électroniques nécessaires à la navigation, et les instruments de contrôle.

Enfin, les charges commerciales telles que l'éclairage et les appareils de cuisson requièrent une énergie conséquente.

Tous ces systèmes embarqués imposent le recours à différentes natures de sources d'énergie. L'énergie utilisée se présente sous forme hydraulique, électrique et pneumatique. Les moteurs de l'avion alimentent divers équipements permettant de générer ces différentes sources d'énergie, comme indiqué Fig. 1.

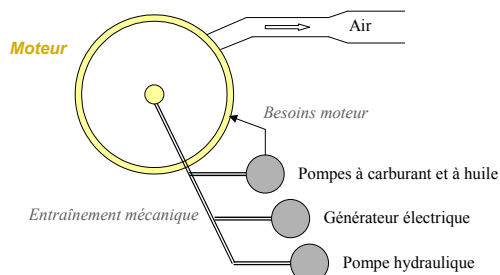


Fig. 1. Différentes sources d'énergie mises en œuvre dans un avion à réaction.

Dans le cas des moteurs à réaction actuels, le conditionnement d'air est en partie obtenu par prélèvement d'air sur les étages compresseurs basse et haute pression des réacteurs. Il permet principalement la pressurisation et la climatisation du cockpit et de la cabine.

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

La génération électrique est également obtenue par entraînement mécanique. Un générateur produit l'électricité alimentant de nombreux équipements : calculateurs, instruments de navigation, commandes d'actionneurs, éclairages et diverses charges commerciales. Ainsi,

L'électricité est utilisée non seulement pour les systèmes de l'avion, mais aussi pour le confort et le divertissement des passagers. La demande en électricité est en constante augmentation, et la tendance est à son utilisation dans les systèmes de puissance tels que les servocommandes par exemple.

### A. Pourquoi un avion de plus en plus électrique ?

L'électricité offre des avantages certains par rapport à l'hydraulique. La génération, la distribution et l'utilisation de l'énergie électrique sont plus aisées, car elle est plus facilement maîtrisable que l'énergie hydraulique ou pneumatique. De plus, les progrès en électronique de puissance permettent des conversions d'énergie électriques très fiables et très performantes. Les actionneurs électriques actuels associés à leur électronique de puissance offrent une grande souplesse de contrôle.

Outre la simplification de mise en œuvre obtenue par des systèmes électriques, l'objectif principal reste la réduction de la masse globale de l'avion. La masse est un critère déterminant dans le choix des technologies avionables.

### B. Contenu de l'article

Cet article présente tout d'abord un état de l'art des technologies actuellement employées sur les avions commerciaux<sup>1</sup> (avions « à puissance hydraulique » et « plus électrique »). Il sera ensuite exposé certaines technologies et évolutions prospectives au niveau système (avions « de plus en plus électrique » voire « tout électrique »).

## II. AVION « A PUISSANCE HYDRAULIQUE »

Tous les avions construits jusqu'à présent utilisent l'énergie hydraulique pour actionner les commandes de vol. Depuis les années 80, les avions de la gamme Airbus sont dits « à commande électrique », c'est à dire qu'il n'y a plus de liaisons mécaniques entre les leviers de commande du pilote et les servocommandes. Les actionneurs des commandes de vol sont à puissance hydraulique, mais commandés électriquement.

### A. Circuits hydrauliques

La plupart des avions commerciaux disposent de trois circuits de puissance hydrauliques pour actionner les gouvernes, les becs et volets, les freins et les trains d'atterrissage. De cette manière, l'alimentation des actionneurs se répartit sur les trois circuits hydrauliques, permettant de conserver partiellement les commandes de vol en cas de problème sur un ou deux circuits, et d'assurer un « safe flight and landing ».

La génération hydraulique est obtenue par des pompes (Pump) entraînées par le compresseur haute pression des réacteurs. Un accumulateur (Accu) est également disposé sur chaque circuit pour éviter les variations de pression lors du fonctionnement d'actionneurs puissants.

Comme source de secours, on trouve une éolienne (RAT - Ram Air Turbine) se déployant en cas de besoin. Cette éolienne entraîne une pompe hydraulique permettant de pressuriser un des trois circuits. La puissance disponible est certes moindre qu'en fonctionnement normal, mais les fonctions vitales sont assurées.

D'une manière générale, le système de freinage du train d'atterrissage possède son propre accumulateur hydraulique local. Ainsi, le freinage est garanti en cas de perte des deux hydrauliques l'alimentant en temps normal.

Le schéma Fig. 2 montre l'architecture du réseau hydraulique et électrique d'un avion actuel. Trois circuits hydrauliques se chargent de fournir la puissance aux actionneurs ; l'architecture est dite 3H.

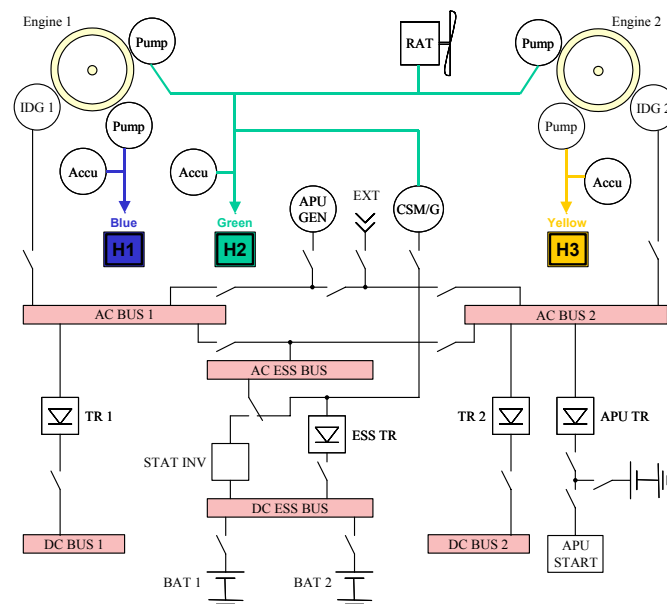


Fig. 2. Architecture type d'un biréacteur actuel 3H, constituée de trois circuits hydrauliques ainsi que d'un réseau électrique AC et DC. (Basé sur un Airbus A330.)

### B. Circuits électriques

Le réseau électrique de ces avions est constitué d'une partie alternative (triphase 115/200 V – 400 Hz) et continue (28 V). Comme c'est généralement le cas pour les avions moyens et longs courriers, le réseau primaire est alternatif, et le sous réseau continu. Les gros consommateurs sont alimentés en AC tandis que les petits le sont en DC. La puissance installée disponible sur un gros porteur tel qu'un A330 ou A340 est de l'ordre de 300 kVA.

Sur chaque réacteur est couplé un IDG (Integrated Drive Generator) permettant la génération électrique normale (115/200 V AC). L'IDG est entraîné en rotation par le compresseur haute pression, tout comme la pompe hydraulique. Chaque générateur alimente un des bus alternatifs principaux (AC BUS). Pour un bimoteur, il y a deux réseaux fonctionnant totalement indépendamment l'un de l'autre (cf. Fig. 2). Cependant, un générateur prend en charge l'alimentation d'un autre bus pour lequel l'IDG associé

<sup>1</sup> Les descriptions concernent principalement les avions de la gamme Airbus.

aurait été perdu suite à une défaillance.

Le réseau continu (28 V DC) est obtenu à partir du réseau alternatif, à l'aide de plusieurs blocs transformateurs-redresseurs (TR).

Plusieurs sources auxiliaires sont embarquées sur l'avion :

- Des batteries : elles peuvent être utilisées pour la mise sous tension de l'avion. Dans les situations d'urgence, elles assurent la continuité de l'électricité pendant certaines périodes, et ce jusqu'à l'atterrissage. A elles seules, ces batteries initialement chargées peuvent maintenir un niveau de tension suffisant pendant plusieurs minutes.
- Un CSM/G (Constant Speed Motor / Generator) : c'est le générateur électrique de secours. Il permet de générer de l'électricité en 115/200 V – 400 Hz, à partir d'un circuit hydraulique. De faible puissance, il alimente la partie vitale du réseau électrique en cas de perte des générateurs principaux. Il est alimenté par la RAT ou par l'hydraulique moteur suivant l'avion et suivant le type de panne. Sa puissance est de l'ordre de quelques kVA à 10 kVA.
- Un APU (Auxiliary Power Unit) : c'est un groupe fonctionnant au kérosène. La turbine entraîne un alternateur triphasé 115/200 V – 400 Hz. L'APU est normalement utilisé au sol. Il permet la génération d'air pour le démarrage des moteurs en autonome et le conditionnement de la cabine. Il intervient pour la plupart des démarrages dans les aéroports. La puissance de son générateur électrique est du même ordre de grandeur que celle d'un IDG.

Contrairement à ce que l'on pourrait penser, l'APU n'est pas un élément de secours. En effet, l'avion est prévu pour décoller et fonctionner normalement sans lui. En outre, sa disponibilité est contestable, car le démarrage de la turbine n'est pas assuré dans tout le domaine de vol (en particulier à altitude élevée).

### III. AVION « PLUS ELECTRIQUE »

Depuis plusieurs années, le gros porteur A380 est à l'étude au sein d'Airbus. Cet avion marque de nombreuses avancées technologiques par rapport aux avions actuels. Dans une philosophie d'avion « plus électrique », il utilise davantage l'électricité que ses prédécesseurs, en particulier pour les commandes de vol, où des servocommandes à puissance électrique font leur apparition en complément des vérins hydrauliques.

Les principales avancées sont les suivantes :

- commandes de vol actionnées par puissance électrique,
- secours totalement électrique,
- fréquence variable sur le réseau à courant alternatif,
- disjoncteurs électroniques.

L'architecture de l'avion est dite 2H+2E du fait des deux circuits hydrauliques et des deux réseaux électriques indépendants (cf. Fig. 3).

Approximativement un tiers des actionneurs sont désormais

à puissance électrique. Certains vérins hydrauliques deviennent alors des EHA (Electro-Hydrostatic Actuator) (cf. Fig. 5), et certains moteurs hydrauliques deviennent des EMA (Electro-Mechanical Actuator). D'autres actionneurs offrent la possibilité d'utiliser l'électricité uniquement en back-up et fonctionnent normalement avec l'hydraulique avion ; ce sont les EBHA (Electro Back-up Hydraulic Actuator). Chaque surface de commande de vol est généralement activée par deux actionneurs différents. La répartition des actionneurs par voie d'alimentation (hydraulique ou électrique) est effectuée judicieusement de manière à garder le contrôle de l'avion en cas de perte d'un ou plusieurs circuits.

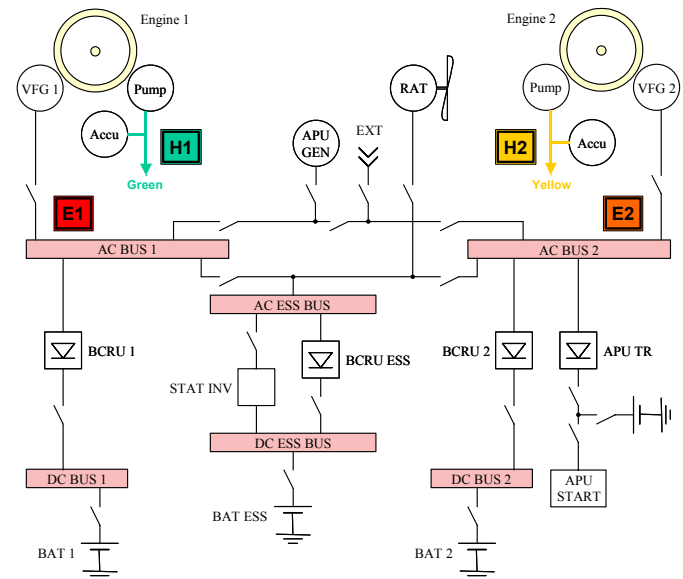


Fig. 3. Architecture type d'un biréacteur « plus électrique » 2H+2E, constituée de deux circuits hydrauliques ainsi que d'un réseau électrique AC et DC. (Inspiré d'un Airbus A380.)

#### A. Circuits hydrauliques

Sur l'A380, le troisième circuit de puissance hydraulique a été remplacé par un circuit de puissance électrique.

La génération hydraulique est traditionnellement obtenue par des pompes entraînées par les réacteurs. Les deux circuits sont totalement ségrégués, et les pompes d'un même circuit sont placées du même côté de l'avion : vert à gauche et jaune à droite (cf. Fig. 3).

#### B. Circuits électriques

##### 1) Réseau AC

Une différence fondamentale intervient avec les avions précédents d'Airbus ; le réseau alternatif est maintenant à fréquence variable, comprise entre 360 et 800 Hz. La génération normale est assurée par quatre VFG (Variable Frequency Generator) et non plus par des IDG. La génératrice est directement accouplée à l'étage haute pression du réacteur, ce qui a l'avantage de réduire considérablement les dimensions et la masse des générateurs, car le système de régulation mécanique de vitesse est supprimé (cf. Fig. 4). Par contre, la technologie utilisée pour la génératrice n'a pas

évoluée. Il s'agit d'une génératrice à trois étages : le PMG (Permanent Magnet Generator), l'Exciter et le Main (alternateur principal). Le PMG fournit l'électricité au système de commande de l'excitation de l'Exciter. Cette excitation est ajustée de manière à obtenir une tension efficace de sortie régulée à 115/200 V AC. L'Exciter transmet la puissance pour l'excitation de la machine principale (Main) directement par les rotors. On a ainsi une machine autonome n'ayant pas besoin de source externe pour fonctionner.

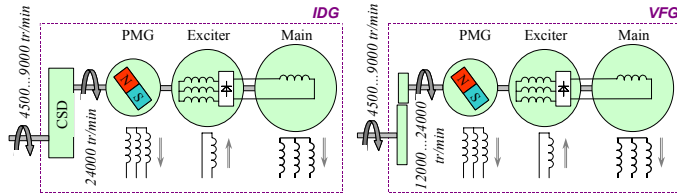


Fig. 4. Schéma de principe d'un IDG (à gauche) et d'un VFG (à droite). La vitesse à l'entrée est variable dans un rapport d'environ 2. Dans l'IDG, le CSD (Constant Speed Drive) régule la vitesse de manière à entraîner le générateur à une vitesse constante. La machine étant bipolaire, la fréquence électrique de sortie vaut 400 Hz. Dans le VFG, la régulation de vitesse est supprimée, la machine tétrapolaire produit des tensions ayant des fréquences comprises entre 400 et 800 Hz environ.

En contrepartie du gain de masse apporté par les VFG, les équipements doivent supporter des variations de fréquence importantes. Ceci est rendu possible grâce à l'évolution de l'électronique de puissance, en utilisant notamment des moteurs synchrones auto-pilotés alimentés via un étage continu (cf. Fig. 5).

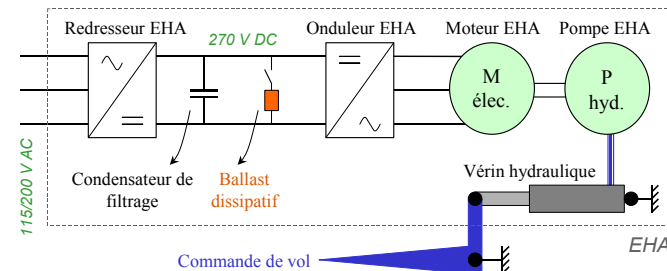


Fig. 5. Représentation schématique d'un EHA, actionneur principalement utilisé pour déplacer les surfaces des commandes de vol.

En ce qui concerne la structure du réseau, chaque réacteur entraîne un VFG qui alimente sa propre barre bus principale AC. L'alimentation de chaque barre principale peut également être réalisée par le générateur APU. Les actionneurs électriques de commande de vol sont alimentés par deux barres dédiées.

La source de secours est désormais électrique ; la RAT ne fournit plus une puissance hydraulique. En secours, la RAT électrique vient alimenter le bus AC essentiel de manière à conserver les fonctions essentielles, dont la fourniture de puissance aux commandes de vol à travers les EHA.

### 2) Réseau DC

Le réseau continu de l'A380 comprend une fonction NBPT (No Break Power Transfer), qui permet d'éviter les coupures de courant sur ce réseau. Cette fonction est obtenue par un

couplage permanent des batteries aux barres DC. Les TR (Transformer-Rectifier) utilisés dans les précédents avions sont remplacés par des BCRU (Battery Charger Rectifier Unit), lesquels permettent d'alimenter les barres DC et de gérer la charge des batteries (cf. Fig. 6).

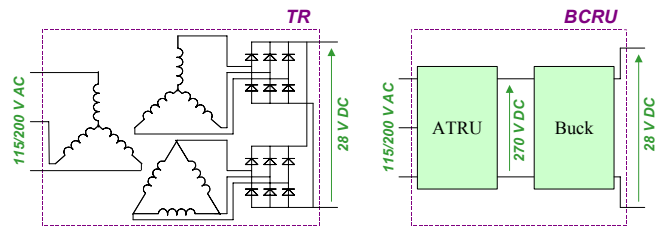


Fig. 6. Schémas simplifiés d'un TR (à gauche) et d'un BCRU (à droite). Le TR possède un transformateur avec deux secondaires suivi d'un redressement dodécaphasé permettant d'obtenir une très faible ondulation résiduelle. Le BCRU possède un ATRU (Auto-Transformer-Rectifier Unit) réalisant un redressement dodécaphasé en haute tension, suivi d'un hacheur abaisseur (Buck) permettant un contrôle fin de la tension et du courant de sortie.

### 3) Protection des lignes

Jusqu'à présent, les protections couramment utilisées sont des disjoncteurs thermiques. Ceux-ci sont : soit à commande manuelle par boutons poussoirs, soit à commande électrique grâce à l'adjonction d'un contacteur de puissance. Cette dernière technologie n'est employée que sur les Airbus A330 et A340, et pour les calibres de quelques dizaines d'ampères.

Sur l'A380, des disjoncteurs statiques font leur apparition pour les lignes de faible puissance, les calibres étant inférieurs ou égaux à 15 A. Les progrès de la technologie permettent d'envisager dans le futur une utilisation plus généralisée de ces disjoncteurs.

## IV. VERS L'AVION « TOUT ELECTRIQUE »

### A. Impact sur le réseau

L'augmentation des consommateurs électriques n'est pas sans influence sur le réseau. L'utilisation généralisée d'équipements possédant une électronique de puissance en tête introduit des perturbations harmoniques déformant les tensions du réseau électrique. D'autre part, les actionneurs tels que les EHA absorbent un courant très important pendant leur démarrage. Ils sont donc générateurs de perturbations pouvant entraîner des creux de tension sur le réseau à chaque déplacement d'une gouverne. L'inconvénient de l'électricité par rapport à l'hydraulique est la difficulté à accumuler de l'énergie électrique pour pallier les variations brutales de puissance.

Pour ces raisons, il convient d'être prudent quant au respect de la qualité réseau. Sur l'A380, les équipements ont été conçus de manière à assurer une qualité et une stabilité du réseau satisfaisantes. Pour des avions utilisant davantage l'électricité, il pourrait être nécessaire d'ajouter des convertisseurs statiques fonctionnant en conditionneur de réseau. De toute manière, l'avion « plus électrique » entraînera indéniablement des questions relatives à la qualité et la

stabilité du réseau.

### *B. Servocommandes électriques*

L'adoption de quelques servocommandes à puissance électrique telles que les EHA dans les avions ne semble pas une solution arrêtée. Vraisemblablement, les futures générations d'avion intégreront davantage d'actionneurs de ce type, en abandonnant peu à peu l'hydraulique.

En effet, la suppression d'un seul circuit de puissance hydraulique sur l'A380 permet un bilan intéressant en terme de masse. Néanmoins, le bilan est bien inférieur à ce qu'il serait en imaginant un avion tout électrique, dans lequel tous les circuits hydrauliques auraient été supprimés, éliminant ainsi les pompes hydrauliques et les tuyaux associés, lourds et contraignants en terme de maintenance.

### *C. Remplacement du groupe auxiliaire*

L'APU est un groupe auxiliaire sur la base d'une turbine entraînant un générateur électrique, et fournissant de l'air pour le démarrage des réacteurs et le conditionnement d'air au sol. Ce groupe est très utile au sol dans les aéroports lorsque les réacteurs sont à l'arrêt, mais il est source de nuisance sonore et de pollution importante.

Le remplacement de l'APU par une autre source d'énergie est difficile. Une solution pourrait être la pile à combustible alimentée par du kérosène via un système de reformage. Cependant, la maturité des technologies de piles pour réaliser cette fonction n'est pas acquise. Un pas intermédiaire pour l'utilisation d'une pile à combustible embarquée pourrait être le remplacement de la source de secours, car la puissance mise en jeu est bien inférieure à celle d'un APU (rapport de l'ordre de 10) (cf. §H).

En imaginant un remplacement de l'APU par une source uniquement électrique, il serait nécessaire de réaliser le conditionnement d'air ainsi que le démarrage des réacteurs électriquement.

### *D. Conditionnement d'air électrique*

Les Airbus existants utilisent un prélèvement d'air sur les réacteurs<sup>2</sup>. Ce prélèvement d'air est couramment dénommé « bleed ». Cet air est utilisé pour la pressurisation de la cabine et du cockpit via un système de conditionnement : le « pack ». L'inconvénient du « bleed » est la surconsommation des réacteurs qu'il engendre, ainsi que les conduits d'air encombrants qui doivent être posés des réacteurs au fuselage. Un conditionnement d'air électrique met en œuvre un compresseur électrique alimentant directement le « pack » en air haute pression, en éliminant les longues canalisations qui introduisent actuellement d'énormes pertes. La puissance demandée aux réacteurs serait donc diminuée. Cela dit, le compresseur demande une puissance électrique élevée (quelques centaines de kW), il est donc contraignant en terme de perturbations réseau. De plus, sa masse est importante, mais le bilan global sur la consommation des réacteurs est à

déterminer.

### *E. Démarrage électrique des réacteurs*

Actuellement, les réacteurs sont démarrés via le « bleed » grâce à l'air fourni par le groupe auxiliaire (APU) ou par un groupe d'air au sol. En imaginant la suppression du prélèvement d'air pour le conditionnement cabine et cockpit, et ainsi la suppression du « bleed », le démarrage ne serait plus possible de cette manière.

Des solutions sont imaginées de manière à démarrer les réacteurs électriquement à l'aide du générateur APU, via les générateurs principaux. Ces derniers fonctionneraient en moteur pendant la phase de démarrage, puis en générateur une fois les réacteurs en service.

### *F. Dégivrage électrique*

Le dégivrage des bords d'attaque des ailes et des lèvres d'entrée d'air des réacteurs est actuellement réalisé par l'air chaud des réacteurs, grâce au « bleed ». Dans l'hypothèse d'une suppression de celui-ci, il est nécessaire de réaliser l'ensemble des fonctions de dégivrage électriquement. Des solutions sont actuellement envisagées ; elles sont à base de résistances chauffantes collées en surface, ou de films carbonnés. Il existe aussi des méthodes de dégivrage par vibration des surfaces.

### *G. Freins électriques*

Sur l'A380, le système de freinage est hydraulique, mais possède un back-up électrique (EBHA). Lorsque l'alimentation primaire (hydraulique) est indisponible, c'est une électropompe qui se charge de pressuriser localement le système de freinage hydraulique. La tendance pour l'avenir est là encore de réaliser un freinage entièrement électrique à base d'EMA. Les principaux problèmes se posant sont la masse importante du système et les pointes de puissance très élevées requises pendant le freinage, en particulier avec anti-skid.

### *H. Evolution du réseau de secours électrique*

La philosophie actuelle est l'utilisation de l'électricité pour l'ensemble des charges dites essentielles, nécessaires en secours. Sur l'A380, la seule source de secours est la RAT, qui fournit de l'électricité grâce à son générateur triphasé. Le principal problème de cette éolienne est son encombrement, et plus particulièrement sa difficulté d'intégration dans l'avion. C'est pourquoi différentes solutions sont envisagées pour la faire évoluer, voir, la remplacer.

Afin de réduire l'encombrement et la masse du système de secours, il faut diminuer la puissance de la source primaire, à savoir, la RAT. La difficulté est de conserver la capacité à fournir des pointes de puissances pour les actionneurs. Elle pourrait être dimensionnée de façon plus juste, suivant la consommation moyenne du réseau de secours ; les pointes de puissances seraient prises en charge par un système de stockage à définir (cf. Fig. 7).

<sup>2</sup> En réalité, une partie de l'air est obtenu directement par prélèvement extérieur à l'avion. Une recyclage de l'air cabine est également réalisé.



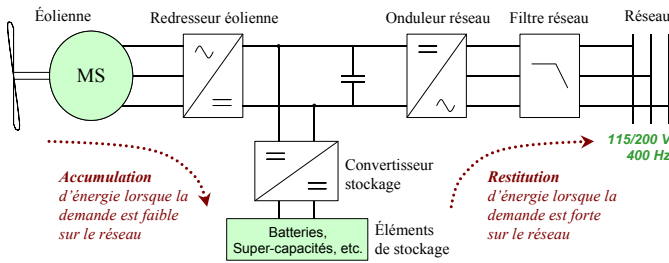


Fig. 7. Exemple d'amélioration du réseau de la génération de secours actuelle. Une RAT électrique de faibles dimensions (dimensionnée en énergie) est complétée par des éléments de stockage quelconques (dimensionnés en puissance).

D'autres sources de secours sont envisagées. Parmi elles, il est possible de citer les piles à combustibles (avec ou sans reformeur d'hydrogène), et comme moyen de stockage : les batteries lithium-ion, les super-capacités ou même des accumulateurs cinétiques. Les batteries lithium-ion offrent un rapport capacité / masse deux fois meilleur que les batteries cadmium-nickel actuellement utilisées. Quant aux super-capacités, elles ont une excellente aptitude aux charges et décharges rapides, contrairement aux batteries.

La difficulté de mise en œuvre de ces éléments de stockage réside en leur faible tension de service (quelques volts), tandis que le réseau est en haute tension (quelques centaines de volts). Il est alors nécessaire d'utiliser un convertisseur statique relativement complexe pour interfacer les éléments de stockage au réseau.

### 1) Récupération d'énergie

Les actionneurs à puissance électrique actuels (EHA, EMA) ne sont pas réversibles en puissance à cause de leur pont redresseur à diodes en tête. En réalité, ils dissipent l'énergie mécanique récupérée dans des résistances ballast. La réversibilité de ces actionneurs pourrait s'avérer intéressante, puisque l'on pourrait minimiser la puissance de la source primaire de secours (RAT par exemple). En effet, l'énergie récupérée, sous forme d'impulsions, pourrait être stockée dans des éléments de stockage, et ensuite restituée par ces mêmes éléments, sans passer par la source primaire (cf. Fig. 8). Une telle solution prend tout son sens dans le cas d'un réseau continu (cf. §I) dans lequel le système de stockage peut, avec des redresseurs réversibles, récupérer la puissance des actionneurs en phase de freinage.

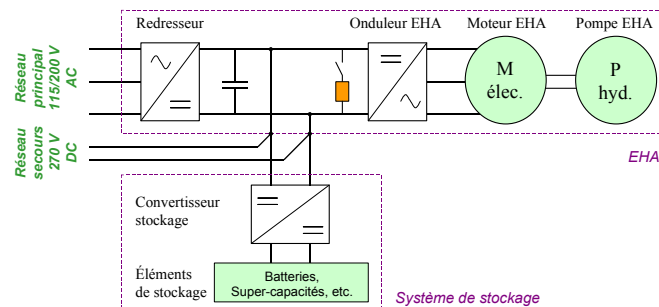


Fig. 8. Exemple de stockage localisé permettant d'exploiter la réversibilité d'un EHA. Le redresseur interne étant non réversible en puissance, la connexion s'effectue au niveau du bus continu. Le système de stockage permet de limiter la puissance fluctuante transitant sur le réseau.

Il est possible d'envisager un stockage individuel au plus près de chaque actionneur. Cela éviterait de grosses sections de câbles, puisque les pointes de courant circuleraient localement. Ce stockage décentralisé doit être étudié avec soin car il est a priori difficile d'évaluer le gain de masse par rapport à un stockage centralisé. Comme évoqué plus haut, les convertisseurs devant être mis en œuvre pour utiliser des éléments de stockage peuvent être pénalisant du fait de l'écart important entre les tensions de stockage et réseau.

### 2) Secours en courant continu

On pourrait envisager un réseau de secours « tout continu » (par exemple en 270 V DC) sans modifier le reste du réseau. Cela permettrait de supprimer l'étage redresseur en tête des actionneurs et ainsi de gagner en masse. Par contre, cela impliquerait d'utiliser des actionneurs spécifiques uniquement dans les cas de secours, les actionneurs actuels fonctionnant normalement en 115/200 V alternatif.

Puisque les actionneurs à puissance électrique sont parfois utilisés en vol normal, il faut uniformiser leurs alimentations en fonctionnement « normal » et « secours ». Une double alimentation des EHA serait possible : 115/200 V AC en « normal » et 270 V DC en « secours » (cf. Fig. 8). Malheureusement, cela entraînerait de nombreux câbles et un sur-poids important.

Pour utiliser un réseau secours en courant continu, il pourrait donc s'avérer préférable que les EHA soient également alimentés en courant continu dans des conditions normales de vol. Pour ce faire, deux solutions sont envisageables :

- réseau principal en courant alternatif, avec un redresseur centralisé commun à tous les EHA ;
- réseau principal en courant continu.

### I. Réseau principal en courant continu

La généralisation des convertisseurs statiques associés aux actionneurs favorise l'utilisation du courant continu. C'est pour cela que le 270 V DC (ou même des tensions supérieures) semble de mieux en mieux convenir et présente quelques avantages pratiques.

Avant tout, le courant continu permet de supprimer l'étage redresseur de tête dont dispose la plupart des charges fortement consommatrices, d'où un gain de masse.

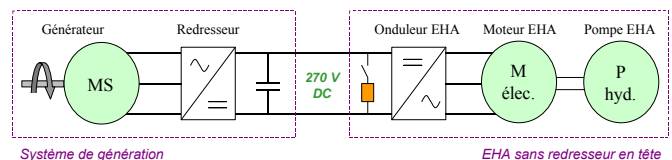


Fig. 9. Illustration d'une chaîne de conversion d'énergie avec distribution en courant continu (depuis la génération jusqu'à une charge de puissance, représentée ici par un EHA).

De plus, le retour du courant se fait normalement par la structure métallique de l'avion ; il y a donc un seul conducteur d'alimentation. Cela diminue la masse des câbles comparativement au triphasé. Malheureusement, l'utilisation

de plus en plus courante de matériaux composites risque de compromettre cet avantage.

## V. CONCLUSION

La tendance actuelle est clairement de s'orienter vers un avion « plus électrique ». Comme mentionné dans cet article, le chemin à promouvoir vers l'avion « tout électrique » demandera de faire des choix, en particulier de tension, dont les conséquences sur les équipements avions et les servitudes associées sont significatives. Néanmoins, l'aéronautique n'échappera pas à cette tendance qui touche tous les secteurs de l'industrie, comme les transports terrestres par exemple.

## REFERENCES

- [1] P. Pradere, G. Bisson, *Les Réseaux électriques de bord des avions commerciaux*, probatoire CNAM (au LEEI), avril 2003.
- [2] J. Tozzi, *020 – Connaissance Aéronefs-Electricité JAR-FCL ATPL*, Jean Mermoz Formation PN, version 1, 1998
- [3] E.H.J. Pallet, *Aircraft Electrical Systems*, Longman Scientific & Technical, 3<sup>rd</sup> édition, 1987
- [4] Publications colloque IEE, *Electrical Machines and Systems for the More Electric Aircraft*, 11 septembre 1999, London