

Contrôle par platitude d'un réseau HVDC alimenté par un turbogénérateur polyphasé avec optimisation de la répartition de puissance

Thomas Barraco^{1,2}, Serge Pierfederici¹, Babak Nahid-Mobarakeh¹, Mathieu Weber¹, Thomas Klonowski²

¹ Lemta-Université de Lorraine, Vandoeuvre-les-Nancy, France

² Safran Helicopter Engines, Bordes, France

RESUME –L'émergence de la propulsion électrique pour les avions est incrémentale. La génération électrique est assurée par le couplage d'une turbine à gaz et de moteurs électriques ce qui a l'avantage d'améliorer l'autonomie et de réduire la masse par rapport à un stockage électrique. L'étude propose une régulation par platitude à une boucle du bus HVDC. La régulation par platitude proposée permet de garantir la stabilité du système tout en améliorant la dynamique d'asservissement, ce qui est bénéfique sur la masse des composants passifs. De plus, un modèle basé sur l'étude du rendement de la chaîne de génération permet de répartir la puissance sur les générateurs pour optimiser l'efficacité énergétique du système.

Mots-clés—Platitude, turbogénérateur, rendement, centralisé, PMSM.

1. INTRODUCTION

Les régulateurs aériens imposent de réduire les émissions polluantes des avions, les motoristes doivent trouver des solutions pour répondre aux nouveaux standards (ACARE 2050). De plus, une propulsion électrique permet de réduire la pollution sonore, un avantage significatif à proximité de zones urbaines.

La génération de puissance dans un avion est obtenue à partir de deux types de sources. La première source est constituée des stockeurs électriques mais l'état de l'art des batteries ne permet pas une autonomie suffisante pour une masse embarquée limitée [1]. La technologie de batterie actuellement privilégiée est le lithium ion avec une densité énergétique de 250 Wh/kg[2]. La seconde solution est d'utiliser des machines électriques couplées à des turbines à gaz. Ce type de motorisation principalement utilisé sur les hélicoptères présente l'avantage d'être fiable et d'augmenter l'autonomie de l'appareil avec un rapport poids/puissance très favorable. Une alternative intéressante pour minimiser la masse embarquée et obtenir une réduction de la consommation serait d'hybrider la turbine avec une batterie[3]. Il existe deux taux d'hybridation pour la propulsion. Le premier taux est le rapport de l'énergie disponible dans la batterie sur l'énergie totale de l'avion. Le second étant le rapport des puissances de la batterie par rapport à la puissance totale disponible. Le taux d'hybridation

énergétique envisagé par les motoristes est autour de 20 à 30%. Cela permet des phases d'accompagnement en électrique ou en cas de perte du turbogénérateur de disposer d'une réserve électrique permettant le déroutement de l'appareil. Néanmoins, ici ne sera traitée que l'architecture turbogénératrice Fig. 1.

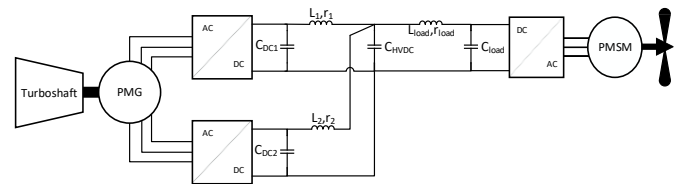


Fig. 1. Architecture propulsive.

La puissance électrique peut-être fournie par plusieurs génératrices pouvant être connectées sur une boîte d'accessoires elle-même reliée à la prise de couple de la turbine. La boîte d'accessoires peut aussi assurer la fonction de réducteur entre la turbine et les machines électriques. La vitesse en sortie de turbine peut atteindre 100 krpm et suivant la technologie de génératrices électriques, la vitesse nécessite d'être réduite. Néanmoins l'avantage d'une vitesse élevée en sortie de la turbomachine permet d'améliorer la compacité des machines électriques. Un état des lieux des machines électriques pour la propulsion électrique est présenté dans [4]. Les machines synchrones à aimants (MSAP ou GSAP) sont pour l'instant les meilleurs candidates pour un système embarqué notamment grâce à leur densité de puissance. Néanmoins des précautions sont à prendre pour la protection contre les courts-circuits

L'architecture proposée dans cet article Fig. 1 utilise des GSAP multi étoiles avec l'hypothèse que les stators sont magnétiquement indépendants. Ce qui est équivalent au cas où plusieurs GSAP physiquement séparées sont connectées sur la boîte d'accessoires. Un bus HVDC est ici préféré à un bus AC pour ses avantages en terme de contrôle moteur et les pertes plus faibles en continu. Les apports des réseaux AC ou DC sont présentés dans [5]. La conversion AC/DC est assurée par des redresseurs actifs, ceux-ci sont connectés en parallèle sur un bus HVDC.

Le réseau électrique et sa régulation sont dimensionnés suivant le profil de charge de la propulsion. Les manœuvres de

l'aéronef et les changements de vitesse sont réalisés par les ensembles propulsifs. L'électronique de puissance associée à ces moteurs peut donc induire des transitoires rapides sur la puissance consommée par les moteurs. Dans le cas d'une régulation de tension très lente par rapport aux constantes de temps électrique du système, les condensateurs fournissent l'énergie non fournie par la régulation en tension. Ce qui peut induire un surdimensionnement du condensateur de bus.

En utilisant les propriétés du système Fig.1 un contrôle par platitude à une boucle est proposé. Ce type de contrôle autorise une dynamique rapide lors des régimes transitoires avec comme avantage direct une réduction de la taille des condensateurs du réseau DC. De plus, la stabilité électrique est assurée[6]. Les sources étant connectées en parallèle, une méthode de répartition de puissance entre les redresseurs est aussi proposée. Celle-ci est basée sur une estimation du rendement de la chaîne de génération afin d'améliorer l'efficacité énergétique[7].

2. MODELE ET CONTROLE

2.1. Modèle turbine à gaz

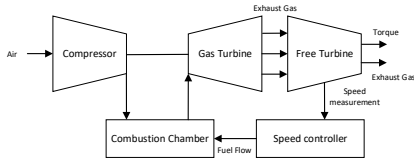


Fig. 2. Principe de fonctionnement d'une turbine à gaz d'hélicoptère.

Une turbine d'hélicoptère (TAG) est constituée d'un générateur de gaz et d'une turbine libre générant un couple mécanique pour le rotor Fig.2. Indépendamment du point de fonctionnement la vitesse de rotation de la TAG est régulée avec une consigne constante qui correspond à son point de fonctionnement nominal. Une contrainte majeure de ces moteurs est la grande différence de dynamique entre un moteur électrique et celle de la TAG qui est en ordre de grandeur 10 fois plus lente. Néanmoins, les TAG supportent très bien les fortes variations de couple notamment la mise en charge.

Toutefois des contraintes sur les valeurs de couple prélevées doivent être prises en compte. La tenue mécanique du rotor impose une valeur maximale pour le couple. La régénération de puissance de la génératrice vers la turbine, n'est pas autorisée. La vitesse est aussi encadrée. La vitesse minimale est monitorée et la vitesse maximale est strictement limitée pour éviter le risque de survitesse qui mène à la détérioration de certaines pièces et nécessite une maintenance lourde du moteur. La TAG nécessite donc d'ajouter des protections dans le contrôle ou bien anticiper le besoin en puissance afin que les variations en vitesse et en couple de la GSAP n'atteignent pas ces limites.

Sur le banc d'essai laboratoire la turbine est émulée à l'aide d'une MSAP, à l'instar de ce qui est fait dans [8] et pour le développement des moteurs à Safran. Le modèle de la TAG est linéarisé autour d'un point de fonctionnement, les tests se feront en régime permanent et en régime transitoire autour de ce point. Le niveau de puissance émulé est fonction de la puissance des génératrices utilisées sur le banc.

2.2. Profil de charge

La propulsion de l'aéronef est réalisée à l'aide d'un moteur électrique couplé mécaniquement à une hélice. Il peut s'agir d'un seul moteur propulsif pour un avion de tourisme par

exemple ou bien d'une multitude d'ensembles propulsifs dans le cas d'une propulsion électrique distribuée. Chaque moteur est muni de son électronique de puissance pour assurer la régulation en vitesse de l'hélice. Deux options sont possibles pour le modèle d'hélice et donc du modèle de couple associé. La première option est de modéliser une hélice à pas fixe, le couple de l'hélice varie en fonction de la vitesse, ce qui est adapté pour des faibles puissances. La seconde est une hélice à pas variable, la vitesse du moteur est constante et le pas de l'hélice varie en fonction du couple désiré[9]. Cette option est couramment utilisée sur les hélicoptères et turbopropulseurs, celle-ci est privilégiée dans cet article.

Le profil de charge est représentatif d'un vol typique d'hélicoptère, la puissance prélevée correspond aux différentes phases de vol. Le profil présenté Fig. 3 est la puissance totale demandée par le système propulsif.

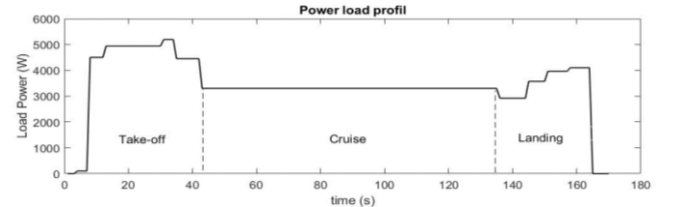


Fig. 3. Profil en puissance d'un plan de vol classique

Ce profil de charge est utilisé sur banc d'essai à puissance réduite. Le temps et la puissance sont adaptés aux moyens d'essai. Le banc de charge est réalisé à l'aide de deux MSAP mécaniquement couplées par le rotor. Les deux machines disposent de leur électronique de puissance. La première dispose d'une régulation en vitesse et la seconde d'un contrôle en couple, ce qui permet d'émuler le profil de charge présenté Fig. 3.

Le modèle de la MSAP pour la régulation est proposé dans le référentiel de Park (1) et (2).

$$L_d \frac{di_d}{dt} = -R_s i_d + e_d - V_d + L_q \omega_{elec} i_q \quad (1)$$

$$L_q \frac{di_q}{dt} = -R_s i_q + e_q - V_q - L_d \omega_{elec} i_d \quad (2)$$

Où i_d , i_q sont les courants directs et quadrature (A), V_d , V_q les tensions (V), e_d , e_q les FEM à vide. ω_{elec} étant la pulsation électrique des courants. Pour le contrôle en vitesse la FEM est calée sur l'axe q ainsi :

$$\begin{cases} e_d = 0 \\ e_q = \Psi_f \omega_{elec} \end{cases} \quad (3)$$

2.3. Modèle génératrice

L'architecture de la génération est proposée Fig. 1. Pour écrire les équations différentielles dans le référentiel de Park d'une machine multi étoiles, une hypothèse est prise : le couplage magnétique entre étoiles est négligeable. Le modèle proposé permet donc de représenter une machine multi étoile ou bien plusieurs génératrices en parallèle connectées sur la TAG. De plus, pour des raisons d'indépendance du contrôle et la non propagation des défauts, il est préférable que les machines ne soient pas couplées magnétiquement. En effet, si l'on ne considère pas de point commun de connexion sur le bus

HVDC les défauts électriques ne se propagent pas par la génératrice. Néanmoins dans l'exemple Fig. 1 le bus HVDC nécessite l'ajout de composants de protection, non représentés ici, pour assurer la sécurité du bus HVDC[10].

Le modèle de Park associé est donné par (4). La FEM est calée sur l'axe q. Il est intéressant de noter que la tension à vide est directement proportionnelle à la vitesse de la TAG.

$$u = \begin{pmatrix} V_{d1} \\ V_{q1} \\ V_{d2} \\ V_{q2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -R_{s1}i_{d1} + e_{d1} - L_{d1}\frac{di_{d1}}{dt} + P_1L_{q1}\omega & i_{q1} \\ -R_{s1}i_{q1} + e_{q1} - L_{q1}\frac{di_{q1}}{dt} - P_1L_{d1}\omega & i_{d1} \\ -R_{s2}i_{d2} + e_{d2} - L_{d2}\frac{di_{d2}}{dt} + P_2L_{q2}\omega & i_{q2} \\ -R_{s2}i_{q2} + e_{q2} - L_{q2}\frac{di_{q2}}{dt} - P_2L_{d2}\omega & i_{d2} \end{pmatrix} \quad (4)$$

2.4. Contrôle par platitude

Le contrôle en tension du bus HVDC est basé sur une régulation par platitude [11]. Un système dynamique défini tel que $\dot{x} = f(x, u)$ est défini plat si et seulement si les sorties plates $y \in \mathbb{R}^m$ où $x \in \mathbb{R}^n$ et $u \in \mathbb{R}^m$ peuvent s'exprimer en fonction des sorties plates et de leurs dérivées tel que $y = \phi(x, u^{(\alpha)})$, $x = \varphi(y, y^{(\beta)})$, $u = \psi(y, y^{(\beta)})$. Le système proposé à quatre variables de contrôle, il nécessite donc de trouver un vecteur de sorties plates de dimension quatre (5)

$$\begin{aligned} y_1 &= \varphi_{f1} + L_{d1}i_{d1ref} \\ y_2 &= \varphi_{f2} + L_{d2}i_{d2ref} \\ y_3 &= \frac{1}{2}L_{d1}i_{d1ref}^2 + \frac{1}{2}L_{q1}i_{q1ref}^2 + \frac{1}{2}L_{d2}i_{d2ref}^2 + \frac{1}{2}L_{q2}i_{q2ref}^2 \\ &\quad + \frac{1}{2}C_{bus}V_{busref}^2 \\ y_4 &= \alpha i_{q1} - (1 - \alpha)i_{q2} \end{aligned} \quad (5)$$

Les deux premières sorties plates permettent de contrôler le flux des génératrices. En cas de besoin elles permettent de défluxer les génératrices. La troisième résulte de la somme des énergies magnétique et électrostatique. La tension HVDC désirée est donc obtenue via l'énergie électrostatique, l'énergie magnétique étant négligeable. Finalement la dernière équation permet de répartir les courants sur les génératrices. Le choix du paramètre α est expliqué dans le paragraphe 2.6.

Le vecteur de contrôle u peut s'exprimer selon les sorties plates et leurs dérivées (6). Pour simplifier les calculs les pertes Joules peuvent être négligées mais cela impliquera une erreur statique en boucle ouverte.

$$u = \begin{pmatrix} V_{d1} \\ V_{q1} \\ V_{d2} \\ V_{q2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \psi(y_1, \dot{y}_1, \ddot{y}_3, y_4) \\ \psi(y_2, \dot{y}_2, \ddot{y}_3, y_4) \\ \psi(y_1, \dot{y}_3, y_4) \\ \psi(y_2, \dot{y}_3, \ddot{y}_3, y_4) \end{pmatrix} \quad (6)$$

2.5. Synthèse de la commande

Si le modèle est exact, la commande appliquée permet d'atteindre exactement le point de fonctionnement désiré. Cela impose de modéliser le plus finement le système au prix d'une complexité de calcul et la commande peut donc être sensible à la variation des paramètres du système. La commande en boucle ouverte peut donc induire une erreur statique et l'ajout d'une boucle de rétroaction avec un régulateur permet de compenser ces erreurs de modèle.

Pour assurer une erreur statique nulle, un contrôle par retour d'état est proposé[12]. Chaque sortie plate et leurs dérivées respectives nécessitent un régulateur. Pour les sorties y_i tel que $i \in \{1, 2, 4\}$ le régulateur (7) est utilisé

$$y_{i ref} - \dot{y}_i + K_{11}(y_{i ref} - y_i) + K_{21} \int_0^t (y_{i ref} - y_i) d\tau = 0 \quad (7)$$

Les paramètres K_{11} et K_{21} sont définis à partir de l'équation polynomiale (8)

$$p(s) = s^2 + 2\xi_1\omega_1s + \omega_1^2 \quad (8)$$

Avec

$$\begin{cases} K_{11} = 2\xi_1\omega_1 \\ K_{21} = \omega_1^2 \end{cases} \quad (9)$$

Le second régulateur incluant les dérivées supérieures est donné dans (10)

$$\begin{aligned} \ddot{y}_{ref} - \ddot{y}_i + K_{12}(\dot{y}_{ref} - \dot{y}_i) + K_{22}(y_{ref} - y_i) \\ + K_{32} \int_0^t (y_{ref} - y_i) d\tau = 0 \quad i = 3 \end{aligned} \quad (10)$$

Les paramètres K_{12} , K_{22} , K_{32} sont aussi défini par une équation polynomiale tel que :

$$\begin{cases} K_{12} = 3\xi_2\omega_2 \\ K_{22} = \omega_2^2 + 2\xi_2^2\omega_2^2 \\ K_{32} = \xi_2\omega_2^2 \end{cases} \quad (11)$$

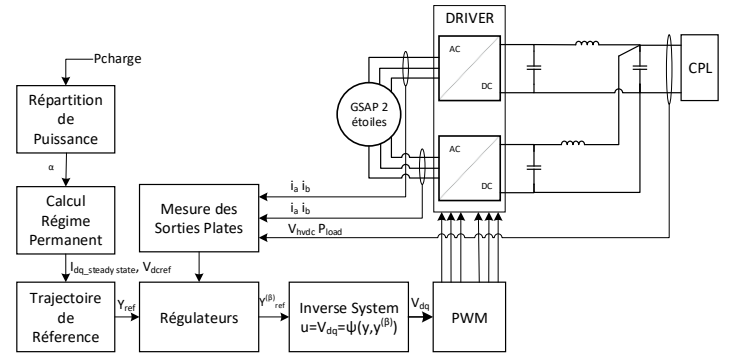


Fig. 4. Synthèse de la régulation par platitude du bus HVDC

Comme montré Fig 4 la calcul de la trajectoire de référence est appliqué aux sorties plates de référence. Un filtre d'ordre 2 est utilisé afin d'éviter les pics de courants et de tensions. De plus, cette fonction permet de limiter les bruits de mesure sur les trajectoires de référence. Les paramètres du filtre sont calculés pour obtenir la dynamique désirée pour les variables contrôlées.

$$\frac{y_{ref}}{y_{regime_permanent}} = \frac{\omega_{traj}^2}{s^2 + 2\xi_{traj}\omega_{traj}s + \omega_{traj}^2} \quad (12)$$

Le temps de réponse de ce filtre est dépendant de la pulsation ω_{traj} et sa valeur doit être plus petite que la pulsation de coupure des asservissements dans les équations (9) et (11).

2.6. Stratégie de répartition de puissance

Le rendement global du système η_{tot} est dépendant de la stratégie de répartition de puissance entre les génératrices. En supposant que les voies d'alimentation sont identiques, c'est-à-dire que les générateurs, les redresseurs et le câblage sont de conception identique, le rendement de chaque canal d'alimentation est dépendant de la puissance fournie. Néanmoins, dans le cas d'une configuration ou d'une conception de la génération différente, le calcul proposé reste intéressant car celui-ci est basé sur une estimation théorique et expérimentale des pertes des différents composants.

$$\eta_{tot} = \frac{\eta_{gen1}\eta_{gen2}(P_{gen1} + P_{gen2})}{\eta_{gen1}P_{gen2} + \eta_{gen2}P_{gen1}} \quad (13)$$

Le rendement η_{tot} est basé sur la puissance fournie par les deux canaux de génération et leur rendement respectif comme montré dans [7]. Pour chaque canal de puissance les pertes sont considérées dans les éléments suivants : génératrice, redresseur et le câblage. Dans la génératrice les pertes sont distinguées par les pertes Joules P_j et les pertes fer P_{iron} . Ces dernières ont été obtenues expérimentalement par le fabricant des génératrices. Les pertes dans les câbles AC sont ajoutées aux pertes Joule de la GSAP. Quant au redresseur la puissance perdue notée P_{rec} se décompose en pertes par conduction et par commutation. Celles-ci sont estimées en se basant sur les datasheet fabricant et les expressions des courants sont issues de [13]. Le rendement à la sortie d'un étage de redressement est donné dans (14)

$$\eta_{gen} = \frac{P_{gen}}{P_{gen} + P_{rec} + P_j + P_{iron}} \quad (14)$$

Le rendement global de la génération est calculé selon de deux paramètres variables : le taux de répartition de puissance sur les générateurs et le courant fourni à la charge. D'autres paramètres sont considérés fixes comme la vitesse de rotation de la TAG et la tension de bus. Dans cet exemple, la tension HVDC est fixée à 540 V qui est un standard pour les systèmes embarqués. Néanmoins sa valeur peut être ajustée pendant les phases de régénérations des moteurs. Il est intéressant de noter que la tendance est d'augmenter la tension du réseau afin de diminuer les pertes en ligne [14].

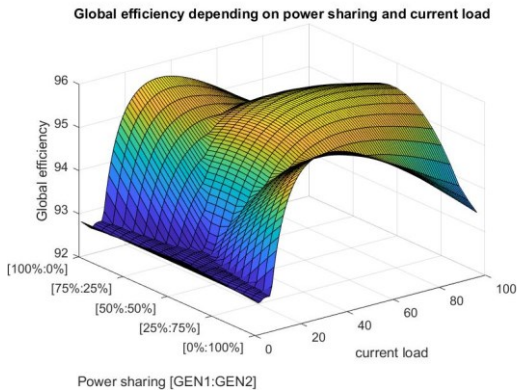


Fig. 5. Cartographie du rendement de deux génératrices en parallèle

La fig. 5 représente le rendement maximum de la génération suivant le courant de charge et le taux de répartition. Le taux de répartition est donné avec $\alpha \in [0; 1]$ pour illustrer la symétrie du système. En pratique l'intervalle est réduit de moitié sur $[0; 0.5]$ ou $[0.5; 1]$. Cela veut aussi dire que le choix de l'intervalle favorisera l'utilisation d'une machine à faible puissance.

La répartition de puissance idéale entre les génératrices est donnée Fig. 6. Afin de maximiser le rendement il est plus intéressant d'utiliser un seul générateur à faible puissance et ce jusqu'à sa puissance nominale avant de mettre à contribution la seconde génératrice et de répartir équitablement la puissance entre les deux canaux. Dans cette exemple, jusqu'à 5A la puissance doit être répartie à 50% sur chaque GSAP, cela est dû au profil des pertes fer pour un bas niveau de puissance.

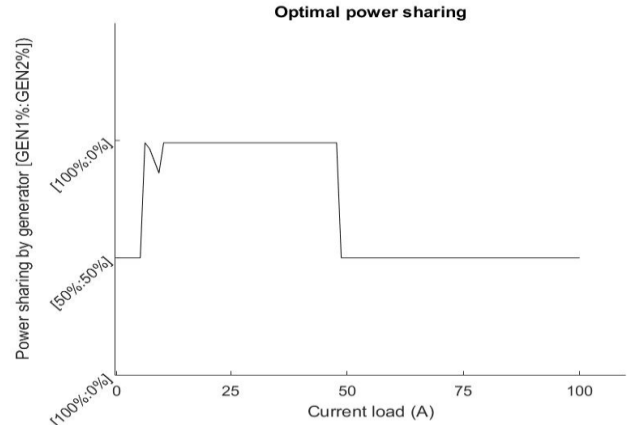


Fig. 6. Répartition de puissance optimale entre deux génératrices.

La stratégie de répartition de puissance proposée ne s'adapte pas seulement à une régulation par platitude mais pour tout type de contrôle centralisé. La méthode peut s'étendre à un système constitué d'une multitude de générateurs connectés en parallèle sur un réseau HVDC dont le profil de charge est variant dans le temps.

En terme de vieillissement, il est intéressant d'intervenir la génératrice sollicitée à faible puissance, en alternant par exemple la priorité de la génération sur chaque cycle d'utilisation. De plus, En cas de défaillance d'un moteur, la stratégie de répartition n'est plus nécessaire. Seul le générateur fonctionnel assure la fourniture de puissance. Cela permet donc d'assurer le contrôle en tension en mode de défaillance sans avoir à reconfigurer la commande. Néanmoins, l'énergie stockée dans le condensateur de bus doit être suffisante de sorte à ce que la tension soit maintenue pendant la variation de consigne de répartition de puissance.

3. RESULTATS SIMULATIONS

Les résultats sont obtenus par simulation sur Matlab/Simulink. Les paramètres utilisés pour la simulation sont identiques à ceux relevés sur le banc à puissance réduite. Le profil de charge choisi est réduit en temps et n'est donc pas représentatif d'une durée de vol classique Fig.3. De même, la puissance est adaptée par rapport aux moyens d'essais.

Sur la Fig. 7 la référence des sorties plates suit les sorties plates calculées à partir des mesures.

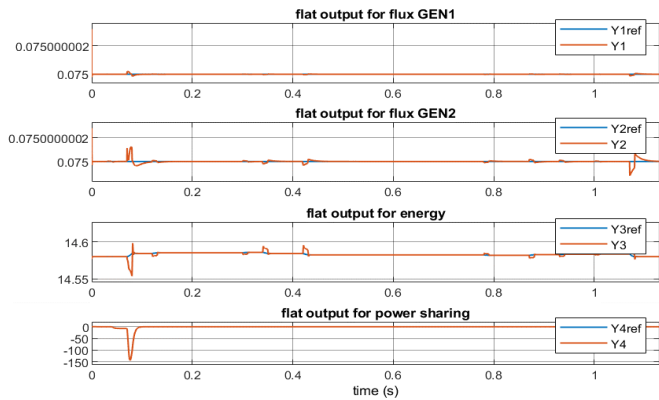


Fig. 7. Consignes et mesures des sorties plates

Les courants des génératrices dans le référentiel de Park sont simulés dans la Fig. 8. En régime transitoire les courants mesurés ne suivent pas parfaitement leurs références. Cela est dû à l'écart des paramètres rentrés dans la commandes et les paramètres des génératrices. L'ajout d'un régulateur permet donc de compenser ces erreurs et de prendre en compte les variations paramétriques en fonctionnement.

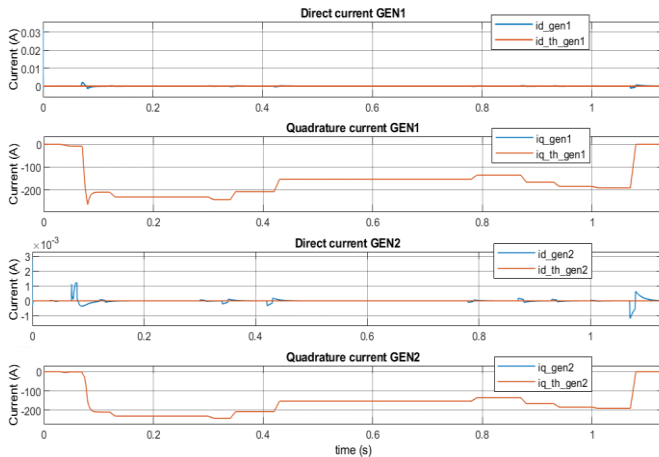


Fig. 8. Consignes et mesures des sorties plates

Les sorties plates étant correctement reconstruites et la régulation assurant la convergence pendant les transitoires, la tension du bus HVDC est asservie à sa consigne.

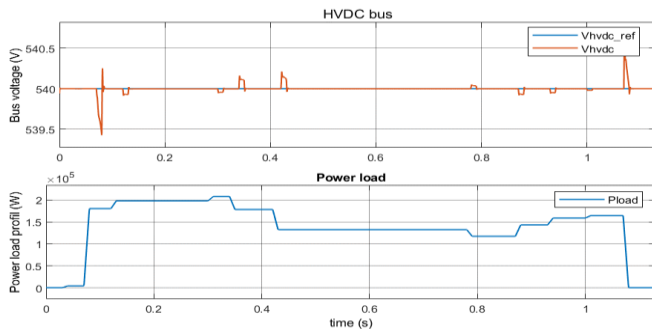


Fig. 9. Régulation du bus HVDC

La simulation permet aussi de regarder le comportement du système avec la répartition de puissance. Le profil de charge choisi varie d'une puissance nulle à la puissance nominale des génératrices et de leur électronique. La consigne de répartition

de puissance est filtrée pour éviter une discontinuité de la consigne.

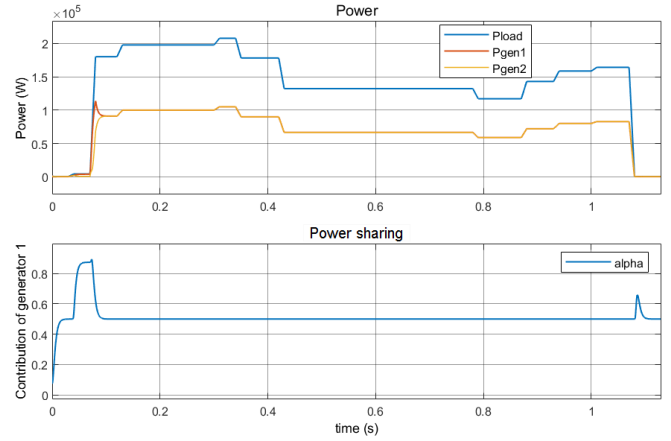


Fig. 10. Répartition de puissance optimale pour un profil de charge

Le traitement des cas de défaillance sur la génération, c'est-à-dire la perte d'un des deux canaux d'alimentation incluant la génératrice, son convertisseur et la ligne de connexion peut être gérée par la commande avec la répartition de puissance afin de maintenir la régulation de bus HVDC.

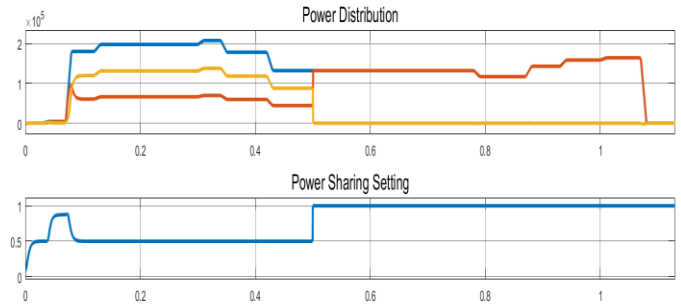


Fig. 11. Régulation du bus HVDC

L'élément en défaut ne fournit plus de puissance et le complément est assuré par l'élément fonctionnel, la consigne est donc adaptée pour que cet élément assure le besoin en puissance. La source défaillante est déconnectée du réseau et la consigne de répartition doit nécessairement être changée puisque la tension de bus doit être maintenue à sa référence.

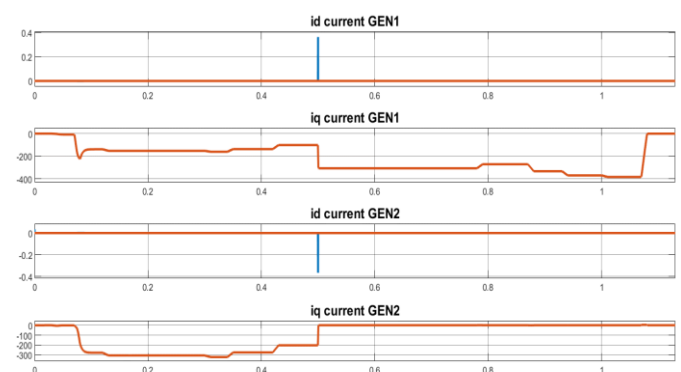


Fig. 12. Régulation du bus HVDC

Après le changement de consigne sur la répartition de puissance, l'élément défaillant ne fournit plus de puissance et est déconnecté du réseau de puissance Fig. 12.

4. CONCLUSION

Un contrôle par platitude est proposé et appliqué sur une architecture turbogénérateur. L'avantage de ce contrôle à une boucle est la garantie de stabilité du réseau avec une dynamique de régulation élevée par rapport à une régulation en énergie à double boucle avec des régulateurs PI.

De plus, pour une utilisation embarquée dans le cadre d'une motorisation d'aéronef, une dynamique de régulation élevée permet de minimiser la masse et le volume des composants passifs.

Cette étude nécessite d'être approfondie afin de rajouter des protections dans le contrôle permettant de protéger la turbine à gaz et des tests sur banc doivent être conduits.

5. REFERENCES

- [1] M. Tariq, A. I. Maswood, C. J. Gajanayake, and A. K. Gupta, "Aircraft batteries: Current trend towards more electric aircraft," *IET Electr. Syst. Transp.*, vol. 7, no. 2, pp. 93–103, 2017.
- [2] T. P. Dever *et al.*, *Assessment of Technologies for Noncryogenic Hybrid Electric Propulsion*, no. January. 2015.
- [3] K. Rajashekara, "Power Conversion Technologies for Automotive and Aircraft Systems," *IEEE Electr. Mag.*, no. June, pp. 50–60, 2014.
- [4] E. D. Ganey and A. Salam, "Advanced Electric Drives for Aerospace Electric and Hybrid Propulsion," no. August, pp. 1–14, 2019.
- [5] C. E. Jones, P. J. Norman, S. J. Galloway, and G. M. Burt, "A Pre-Design Sensitivity Analysis Tool for Consideration of Full- Electric Aircraft Propulsion Electrical Power System Architectures," 2015.
- [6] N. Poonoy *et al.*, "Differential flatness based control of 3-Phase AC/DC Converter," *Proc. - 2017 Eur. Conf. Electr. Eng. Comput. Sci. EECS 2017*, pp. 136–141, 2018.
- [7] M. Phattanasak, R. Gavagsaz-Ghoachani, J. P. Martin, B. Nahid-Mobarakeh, S. Pierfederici, and B. Davat, "Control of a hybrid energy source comprising a fuel cell and two storage devices using isolated three-port bidirectional DC-DC converters," *IEEE Trans. Ind. Appl.*, vol. 51, no. 1, pp. 491–497, 2015.
- [8] B. A. Correa, Y. Zhang, R. Fang, and R. A. Dougal, "Driving a synchronous motor so that it emulates a twin-shaft gas turbine engine," *IET Conf. Publ.*, vol. 2012, no. 592 CP, 2012.
- [9] R. C. Bolam and Y. Vagapov, "Review of Electrically Powered Propulsion for Aircraft," *2018 53rd Int. Univ. Power Eng. Conf.*, pp. 1–6, 2018.
- [10] M. Flynn, M. Szykiel, C. Jones, P. Norman, G. Burt, and P. Miller, "Future Electrical Propulsion Aircraft," *IEEE Trans. Transp. Electr.*, vol. PP, no. c, p. 1, 2019.
- [11] M. Fliess, J. Levine, P. Martin, F. Ollivier, and P. Rouchon, "Controlling Nonlinear Systems by Flatness," *Syst. Control Twenty-First Century*, pp. 137–154, 1997.
- [12] E. Song, A. F. Lynch, and V. Dinavahi, "Brief Papers," vol. 17, no. 5, pp. 1135–1144, 2009.
- [13] J. Cuenot, "Architectures d'alimentation et de commande des actionneurs haute-vitesse connectés aux réseaux avioniques à tension variable To cite this version : HAL Id : tel-01822486 soutenance et mis à disposition de l'ensemble de la Contact : ddoc-theses-contac," 2018.
- [14] P. J. N. and S. J. G. A. M. Bollman, M. J. Armstrong, C. E. Jones, "Development of voltage standards for turbo-electric distributed propulsion aircraft power systems," *2015 Int. Conf. Electr. Syst. Aircraft, Railw. Sh. Propuls. Road Veh.*, pp. 5–10.