

Analyse de la robustesse en stabilité d'une architecture électrique distribuée appliquée à un aéronef

Christophe RAMALINGOM^{1,2}, Jean-Christophe OLIVIER¹, Azeddine HOUARI¹,
Vincent PAUVERT², Mohamed MACHMOUM¹

1: Nantes Université, IREENA, UR 4642, F-44600 Saint-Nazaire, France

2: Safran Tech

RESUME – Ce papier traite de l'analyse de la robustesse d'une architecture électrique aéronautique multi-sources sur un bus continu (*DC*). Cette architecture constitue une configuration candidate pour le concept de l'avion plus électrique (*MEA*), en particulier pour une solution d'hybridation interne de la propulsion. Une approche de généralisation de la modélisation et de l'analyse de stabilité locale d'un système multi-sources est proposée, afin d'identifier les zones et marges de stabilité locale pour les différentes plages et modes de fonctionnement du micro-réseau. Une architecture de commande décentralisée, avec un partage de puissance par *Droop Control* et une fonction de maintien et récupération de l'état de charge (*SoC*) de la batterie est proposée. La démarche modulaire adoptée permet de déterminer la robustesse d'un dimensionnement du système vis-à-vis notamment des incertitudes paramétriques et modes dégradés.

Mots-clés – *Avion plus électrique (MEA), Hybridation électrique, Droop control, Soc Recovery, Micro-réseau, Stabilité*

1. INTRODUCTION

En réponse aux considérations environnementales actuelles, de nombreux pays et organismes internationaux se coordonnent pour élaborer des plans d'actions à long terme pour la réduction des émissions de polluants tels que le dioxyde de carbone (CO_2) et les oxydes d'azote (NO_x). Le trafic aérien, correspondant à plus de 13 % des émissions liées au transport [1] au sein de l'Union Européenne, subit quant à lui une forte croissance depuis plusieurs années. Dans ce contexte, les acteurs aéronautiques s'engagent sur des objectifs de sobriété qui s'expriment au travers d'une démarche de transition vers une aviation neutre en carbone portée notamment par le concept de l'avion plus électrique (*MEA*). Une des pistes envisagées par les acteurs du secteur aéronautique afin de poursuivre les objectifs de décarbonation est l'hybridation électrique de la propulsion des avions. Celle-ci pourrait engendrer une profonde transformation de l'organisation du réseau électrique de bord des avions, dont les sources sont traditionnellement ségrégées, potentiellement vers un micro-réseau intégrant des sources de stockage. De multiples configurations du réseau électrique sont étudiées dans le cadre des programmes européens tels que *Clean Sky 1* et *2* [2] ainsi que le projet *Clean Aviation* et le projet *Investigation and Maturation Of Technologies for Hybrid Electric Propulsion* lancé au début de l'année 2020 et porté par l'*Onera*. De même, le programme *Rise* (Revolutionary Innovation for Sustainable Engines) de démonstration technologique lancé courant 2021 et porté par *CFM International*, se penche quant à lui sur l'étude des moteurs durables qui pourront être intégrés à ces réseaux.

Une potentielle évolution du réseau s'inspire des micro-réseaux terrestres en s'appuyant sur une architecture électrique multi-sources sur un unique bus de tension continue (*DC*), telle qu'illustrée sur la *figure 1*. Cette transformation pose de nouveaux défis de robustesse et de stabilité du réseau électrique pour respecter les normes aéronautiques en vigueur [3]. Les méthodes d'analyse de stabilité classiquement employées sont

l'analyse de stabilité petits-signaux [4] et l'analyse de stabilité grands-signaux [5]. L'analyse de stabilité grands-signaux permet, en se basant sur le théorème de Lyapunov, de déterminer les régions d'attraction d'un système non-linéaire [6][7]. Cette méthode est efficace pour déterminer la stabilité d'un système soumis à des grandes perturbations mais s'avère relativement complexe pour des systèmes comportant plusieurs non-linéarités. Découlant du théorème indirect de Lyapunov, l'analyse de stabilité petits-signaux permet de quantifier la stabilité locale d'un système linéarisé autour d'un point d'équilibre. De ce fait, pour établir les zones de stabilité du système il est nécessaire d'évaluer la stabilité de l'ensemble des points d'équilibre pour chaque point de puissance de charge et vitesse de rotation des génératrices [8]. L'avantage des approches petits-signaux réside dans leur plus grande facilité d'application. L'approche par analyse d'impédances [9][10][11] est également employée pour l'analyse de la stabilité locale. Ces méthodes peuvent également être étendues par des analyse de sensibilité modale du système [12].

L'objectif de ce papier est de présenter une analyse de la robustesse d'une architecture de contrôle décentralisée d'un système multi-sources aéronautique, permettant d'identifier les marges de stabilité pour différentes plages de fonctionnement et en prenant en compte les incertitudes paramétriques du système. Une approche de généralisation de la modélisation analytique et de l'analyse de stabilité du système, intégrant ses lois de commande et les potentielles reconfigurations du réseau, est proposée.

Le papier traite dans un premier temps de la modélisation du système multi-sources ainsi que la formalisation de ses lois de commande décentralisées. Dans une seconde partie, l'analyse de la robustesse découlant de l'analyse de stabilité locale du système est présentée. L'influence des paramètres ainsi que la résilience du système en mode dégradé est abordée. La dernière partie constitue la conclusion et les perspectives de ce papier.

2. MODÉLISATION DU SYSTÈME MULTI-SOURCES

La modélisation du système multi-sources présentée à la *figure 1* et qui est proposée dans ce travail repose sur une démarche originale qui consiste en un assemblage des fonctions d'états unitaires de chaque sous-système. Les sous-systèmes considérés sont les ensembles convertisseurs et génératrices synchrones à aimants permanents (*PMSG*), liées aux étages Hautes Pressions (*HP*) et Basses Pressions (*BP*) de la turbine, ainsi que la batterie et son convertisseur. Ils sont représentés respectivement par les variables d'états X_{HP} , X_{BP} (1) et X_{Bat} (2) et sont couplés entre eux au travers de la tension de bus V_{bus} .

$$X_{Gen} = (i_d \ i_q \ V_s^{Gen} \ X_{id} \ X_{iq} \ i_L^{Gen})^T \quad (1)$$

$$X_{Bat} = (i_{bat} \ V_s^{bat} \ X_{i_{bat}} \ \mu^{bat} \ X_{SoC} \ i_L^{bat})^T \quad (2)$$

Avec $i_{d,q}$ les courants des génératrices dans le repère de Park, i_{bat} le courant de la batterie, $V_s^{Gen,bat}$ les tensions des

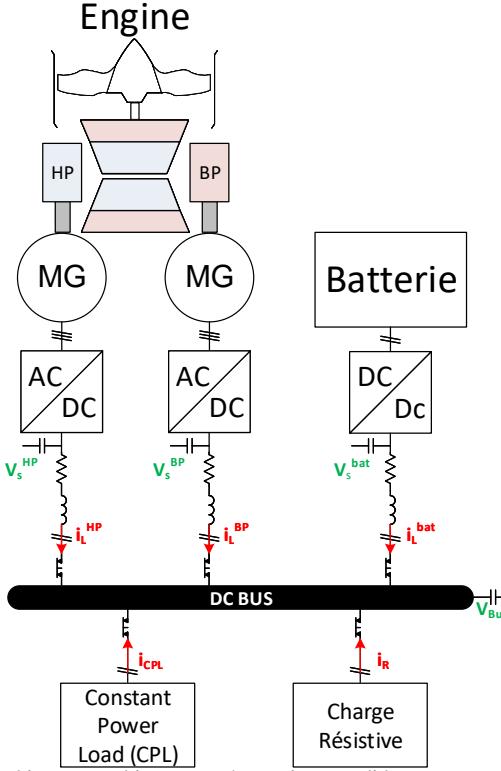


FIG. 1. Architecture multi-sources aéronautique candidate.

capacités locales $C_{Gen,bat}$ en sortie des convertisseurs des sous-systèmes, μ^{bat} l'intégrale du courant de la batterie permettant de déterminer son état de charge (SoC), $X_{i_{d,q},i_{bat},SoC}$ les variables d'état des intégrateurs des erreurs $i_{ref} - i$ pour la commande, et $i_L^{Gen,bat}$ les courants des lignes, modélisées par les inductances $L_l^{Gen,bat}$ et les résistances $R_l^{Gen,bat}$.

Le comportement dynamique des génératrices *HP* et *BP* peut alors être exprimé par \dot{X}_{Gen} (3).

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{di_d}{dt} = \frac{1}{L_d} (-V_d + i_q \omega_e L_q - R_s i_d) \\ \frac{di_q}{dt} = \frac{1}{L_q} (-V_q - i_d \omega_e L_d + \omega_e \sqrt{\frac{3}{2}} Q_{pms} - R_s i_q) \\ \frac{dV_s^{Gen}}{dt} = \frac{1}{C_{Gen}} \left(\frac{V_d i_d + V_q i_q}{V_s^{Gen}} - i_L^{Gen} \right) \\ \frac{dX_{id}}{dt} = \epsilon_{id} = i_{dref} - i_d \\ \frac{dX_{iq}}{dt} = \epsilon_{iq} = i_{qref} - i_q \\ \frac{di_L^{Gen}}{dt} = \frac{1}{L_l^{Gen}} (V_s^{Gen} - R_l^{Gen} i_L^{Gen} - V_{bus}) \end{array} \right. \quad (3)$$

Avec R_s la résistance statorique, Q_{pms} l'amplitude maximale du flux magnétique au stator, ω_e la vitesse de rotation électrique des génératrices, $L_{d,q}$ les inductances des axes direct et quadratique. Les tensions de commande sur l'axe direct et l'axe quadratique $V_{d,q}$ sont exprimées par (4), avec $k_{p_{id,q}}$ et $k_{i_{id,q}}$ correspondant respectivement au gain proportionnel et au gain intégral

du correcteur *Proportionnel Integral*.

$$\left\{ \begin{array}{l} V_d = - (k_{p_{id}} \epsilon_{id} + k_{i_{id}} X_{id}) + i_q \omega_e L_q \\ V_q = - (k_{p_{iq}} \epsilon_{iq} + k_{i_{iq}} X_{iq}) - i_d \omega_e L_d + \omega_e \sqrt{\frac{3}{2}} Q_{pms} \end{array} \right. \quad (4)$$

De même, le comportement dynamique de l'ensemble batterie et convertisseur est exprimé par \dot{X}_{Bat} (5).

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{di_{bat}}{dt} = \frac{1}{L_{bat}} (U_{bat} - R_{bat} i_{bat} - \alpha_{bat} V_s^{bat}) \\ \frac{dV_s^{bat}}{dt} = \frac{1}{C_{bat}} (\alpha_{bat} i_{bat} - i_L^{bat}) \\ \frac{dX_{i_{bat}}}{dt} = \epsilon_{i_{bat}} = i_{batref} - i_{bat} \\ \frac{d\mu^{bat}}{dt} = i_{bat} \\ \frac{dX_{SoC}}{dt} = \epsilon_{SoC} = SoC^* - \frac{-\mu^{bat}}{Q_{nom}} \\ \frac{di_L^{bat}}{dt} = \frac{1}{L_l^{bat}} (V_s^{bat} - R_l^{bat} i_L^{bat} - V_{bus}) \end{array} \right. \quad (5)$$

Avec U_{bat} , Q_{nom} , R_{bat} et L_{bat} respectivement la tension, la capacité nominale, la résistance et l'inductance interne de la batterie et α_{bat} le rapport cyclique de commande du convertisseur.

2.1. Partage de puissance par Droop Control

Les lois de commandes proposées pour le système se basent sur une architecture de contrôle décentralisée intégrant un partage de puissance assuré par le Droop Control. La stratégie de *I-V Droop Control* est considérée afin de s'affranchir de l'ajout d'un correcteur en tension sur les sources du système et partager la puissance entre celles-ci en se basant uniquement sur des mesures locales. La référence en courant i_L^* à fournir par chaque source est alors donnée par la relation (6).

$$i_L^* = k_{droop} (V_s^* - V_s) \quad (6)$$

Avec V_s^* la référence en tension de la source, V_s la tension de la source. Le gain droop k_{droop} est associé à une conductance virtuelle qui agit sur le système, causant la déviation de tension, et détermine la contribution de chaque source au partage de puissance au travers de la relation (7).

$$k_{droop} = \frac{i_{max}}{\Delta V} \quad (7)$$

Avec i_{max} le courant maximal atteignable par la source et ΔV la déviation de tension autorisée.

Les références en courants des axes direct i_{dref} et quadratique i_{qref} sont alors déterminées, tenant compte des pertes liées à la résistance statorique R_s , par la relation (8). Pour cette étude, la plage de vitesse considérée pour les génératrices ne nécessite pas l'ajout de défluxage.

$$\left\{ \begin{array}{l} i_{dref} = 0 \\ i_{qref} = \frac{V_s^{Gen} k_{droop} (V_s^{Gen*} - V_s^{Gen}) + R_s i_{qref}^2}{\omega_e (-i_d L_d + \sqrt{\frac{3}{2}} Q_{pms})} \end{array} \right. \quad (8)$$

De même pour la batterie, la référence en courant de la boucle interne $i_{bat_{ref}}$ est obtenue par le bilan de puissance (9).

$$i_{bat_{ref}} = i_L^{bat^*} \frac{V_s^{bat}}{U_{bat}} = k_{droop_{bat}} (V_{SoC}^{bat^*} - V_s^{bat}) \frac{V_s^{bat}}{U_{bat}} \quad (9)$$

Avec $V_{SoC}^{bat^*}$ la référence de tension issue de la fonction de récupération et maintien de l'état de charge *SoC Recovery*.

2.2. Fonction SoC Recovery

En complément de ce partage de puissance, une fonction de maintien et récupération de l'état de charge du système de stockage, le *SoC Recovery*, est implémentée sur la commande de la batterie afin d'assurer une réserve puissance en cas de défauts. Couplé au partage de puissance par *Droop control*, le *SoC Recovery* permet d'assister en régime transitoire les génératrices lors des impacts de charges et maintenir en régime permanent l'état de charge (*SoC*) de la batterie à un niveau désiré.

Le principe de fonctionnement du *Soc Recovery* se base sur l'ajout d'un correcteur *PI* pour moduler la tension de référence injectée au bloc de partage de puissance par *droop control*. La référence de tension modulée V_{SOC}^{bat*} est alors exprimée par (10).

$$V_{SoC}^{bat^*} = V_s^{bat^*} - (k_{p_{i_{SoC}}} \epsilon_{SoC} + k_{i_{i_{SoC}}} X_{SoC}) \quad (10)$$

Avec $k_{p_{SoC}}$ et $k_{i_{SoC}}$ respectivement le gain proportionnel et le gain intégral du SoC Recovery.

2.3. Assemblage du système multi-sources

L’assemblage des sous-systèmes sur le bus-DC commun est effectué par l’équation de couplage (11) de la tension V_{bus} au borne de la capacité du bus C_{bus} soumis au courant de charge i_{Load} (12).

$$\frac{dV_{bus}}{dt} = \frac{1}{C_{bus}} (i_L^{HP} + i_L^{BP} + i_L^{bat} - i_{Load}) \quad (11)$$

Une charge résistive R_{Load} ainsi qu'une charge à puissance constante P_{CPL} sont considérées afin de modéliser les différentes charges passives et actives intervenant sur le réseau de bord.

$$i_{Load} = i_{R_{Load}} + i_{CPL} = \frac{V_{bus}}{R_{Load}} + \frac{P_{CPL}}{V_{bus}} \quad (12)$$

Le système multi-sources est alors exprimé par la variable d'état X_{SMS} (13).

$$X_{SMS} = (X_{HP} \ X_{BP} \ X_{Bat} \ V_{bus})^T \quad (13)$$

La *figure 2* illustre le comportement dynamique du système lors d'un impact de charge de $20kW$.

Lors de l'impact de charge, les sources se partagent la puissance transitoire en accord avec leurs gain droop respectif. La batterie intervient alors en assistance de puissance des génératrices puis retourne à son état de charge (SoC) initial. Le SoC *Recovery* permet alors de lisser l'impact de charge tout en conservant une réserve de puissance pour le système.

3. ANALYSE DE LA ROBUSTESSE PARAMÉTRIQUE

Les performances du système sont impactées par son dimensionnement. Les valeurs des composants physiques sont sujettes à des incertitudes paramétriques, liées notamment au vieillissement, impactant ainsi la robustesse du système. L'analyse de stabilité petits-signaux pour un ensemble de points d'équilibre permet de déterminer les zones de stabilité locale du système et

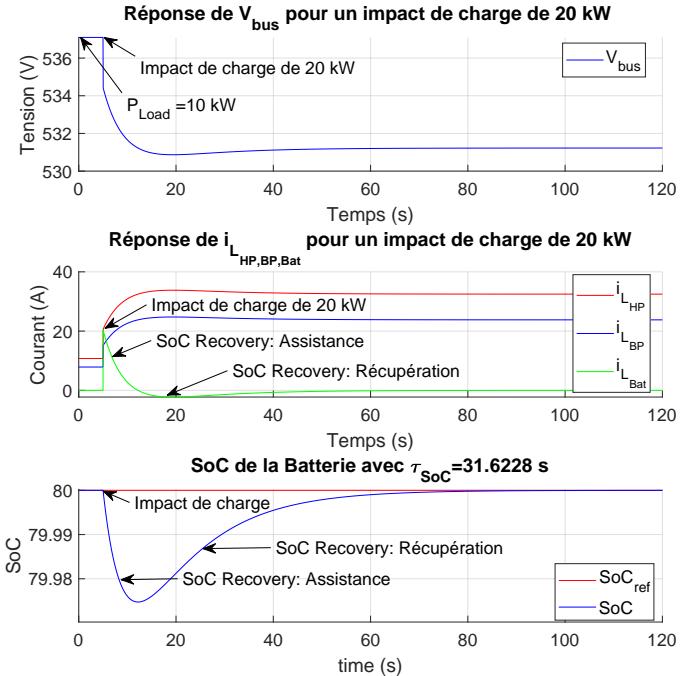


FIG. 2. Réponse dynamique du système multi-sources à un impact de charge de 20 kW.

leurs évolutions vis à vis de ces incertitudes paramétriques. Pour cela, la matrice Jacobienne du système d'état complet (13) est calculée autour d'un point d'équilibre représentant les conditions opératoires du micro-réseau. Cette Jacobienne, d'expression (14), est illustrée à la *figure 3* et est obtenue analytiquement grâce aux outils de calcul formel standard.

$$J = \begin{pmatrix} \frac{\partial \frac{d i_{d_{HP}}}{dt}}{\partial i_{d_{HP}}} & \dots & \frac{\partial \frac{d i_{d_{HP}}}{dt}}{\partial V_{bus}} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial \frac{d V_{bus}}{dt}}{\partial i_{d_{HP}}} & \dots & \frac{\partial \frac{d V_{bus}}{dt}}{\partial V_{bus}} \end{pmatrix} \quad (14)$$

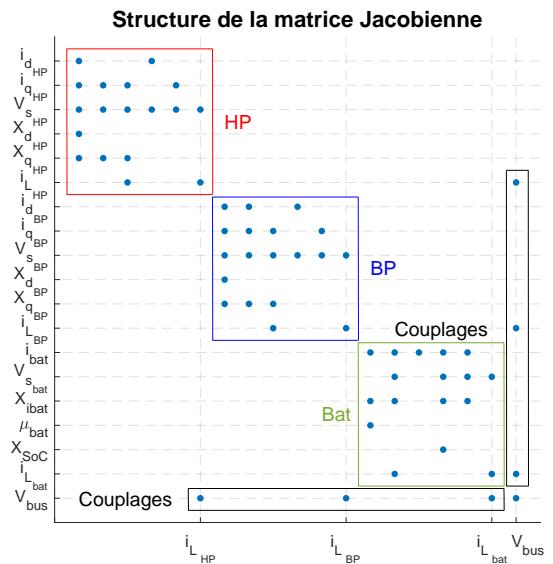


FIG. 3. Structure de la matrice jacobienne du système multi-sources.

Pour illustrer l'intérêt de cette démarche d'analyse de robustesse, nous proposons ici de l'appliquer sur un cas pratique. Dans la configuration proposée, la génératrice *HP* est la source

fournissant le plus de puissance au système. La valeur de la capacité locale C_{HP} en sortie de son convertisseur constitue donc un des principaux paramètres impactant le dimensionnement du système multi-sources. Associée aux harnais de lignes, la capacité C_{HP} forme une cellule RLC , constituant un mode d'excitation pour le système. La *figure 4* illustre les surfaces d'instabilité du système selon différentes valeurs de la capacité locale C_{HP} .

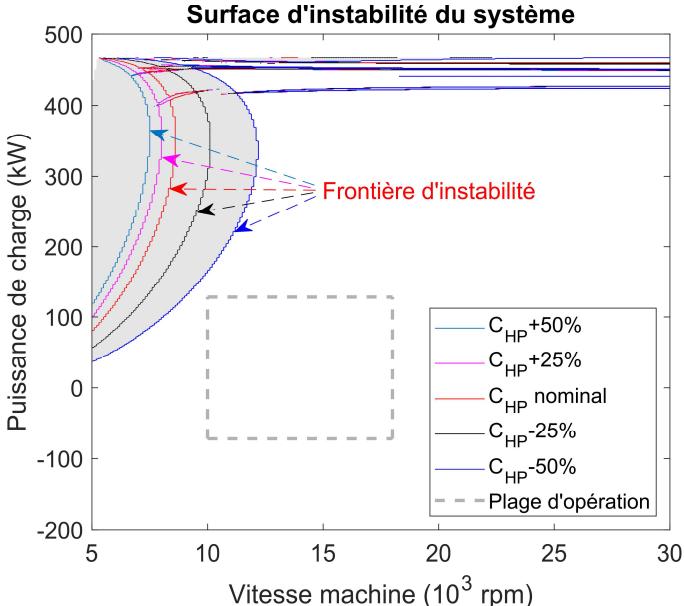


FIG. 4. Zone d'instabilité du système pour une variation de la capacité C_{HP} .

L'augmentation de la capacité C_{HP} entraîne le recul des frontières d'instabilité du système, élargissant les marges de stabilité. Inversement, une diminution de la capacité locale C_{HP} a pour effet d'étendre la surface d'instabilité, restreignant les marges de stabilité. Néanmoins, une diminution de la capacité permet de potentiellement réduire le poids et le coût du système, mais soumet également le système à une plus grande influence à des modes d'excitation critiques.

Considérons maintenant l'impact de la capacité du bus C_{bus} sur la robustesse du système. En variant la capacité C_{bus} , on aboutit à la *figure 5* des surfaces d'instabilité selon les différentes valeurs de C_{bus} .

L'augmentation de la capacité de bus conduit à une légère augmentation de la surface d'instabilité pour le système. Cette diminution des marges de stabilité du système est due à la présence de lignes d'interconnexions entre les capacités locales $C_{Gen,bat}$, dont les tensions sont pilotées, et la capacité du bus C_{bus} non pilotée. La différence de dynamiques entre ces tensions impacte alors la stabilité du système. Une diminution de 50 % de la capacité de bus a, quant à elle, pour effet de réduire la surface d'instabilité, augmentant les marges de stabilité du système. Néanmoins, une grande diminution de la capacité de bus soumet également le système à une plus grande influence de ses modes d'excitation. Une valeur trop faible de capacité de bus entraîne alors une grande surface d'instabilité, réduisant ainsi les marges de stabilité du système.

3.1. Scénario de perte d'une source

Afin d'analyser la robustesse du système en mode dégradé nous proposons d'aborder le scénario de la perte d'une des sources du système, ici la génératrice BP . La variable d'état X_{SMS} du système multi-sources en mode dégradé est alors redéfinie par la relation (15).

$$X_{SMS} = (X_{HP} \ X_{Bat} \ V_{bus})^T \quad (15)$$

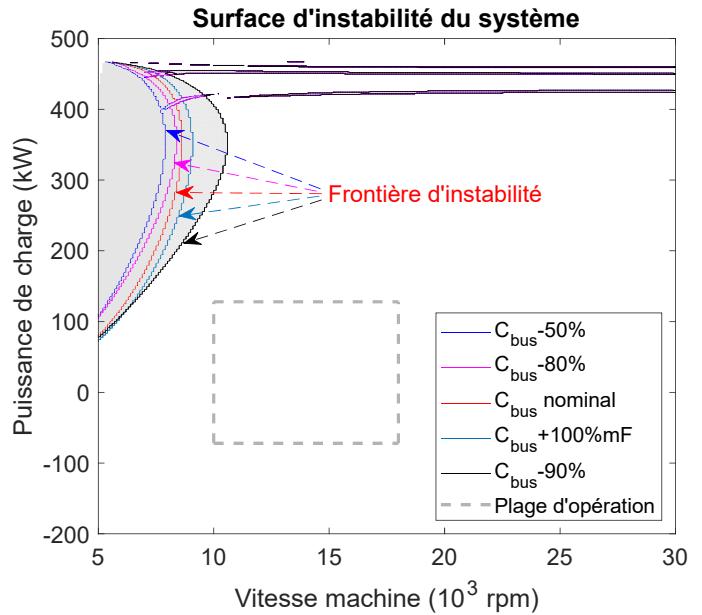


FIG. 5. Zone d'instabilité du système pour une variation de la capacité C_{bus} .

En reprenant l'exemple de la *figure 2*, la *figure 6* présente la réponse dynamique du système lors de la perte de la génératrice BP à $t = 60s$.

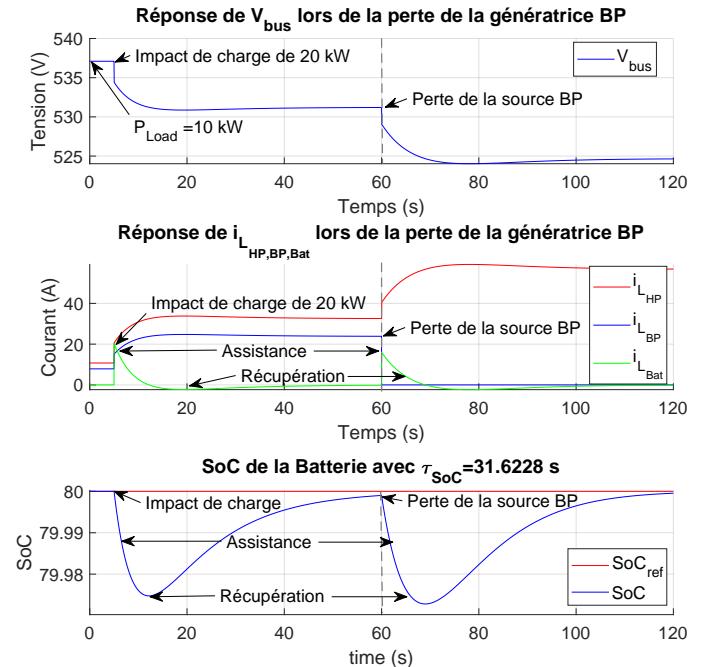


FIG. 6. Réponse dynamique du système multi-sources lors de la perte de la génératrice BP .

Au moment de la perte de la génératrice BP , la batterie vient en assistance, grâce au *SoC Recovery*, à la génératrice HP qui assure alors l'intégralité de la fourniture de puissance pour le réseau. Cette perte a le même effet qu'un impact de charge sur le système, entraînant une diminution de la tension du bus DC .

Afin de déterminer l'évolution des zones de stabilité locale du système, la matrice Jacobienne du système, dont la structuration est illustrée sur la *figure 7*, est à nouveau calculée et évaluée sur un ensemble de points d'équilibre. Les surfaces d'instabilité du système en fonctionnement nominal et en fonctionnement dégradé sont présentées sur la *figure 8*.

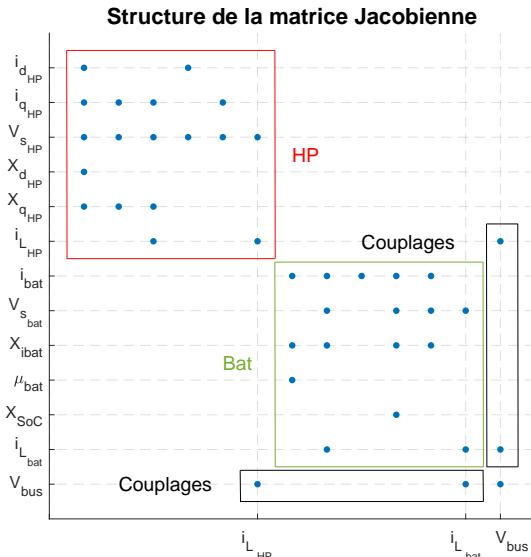


FIG. 7. Structure de la matrice jacobienne du système multi-sources.

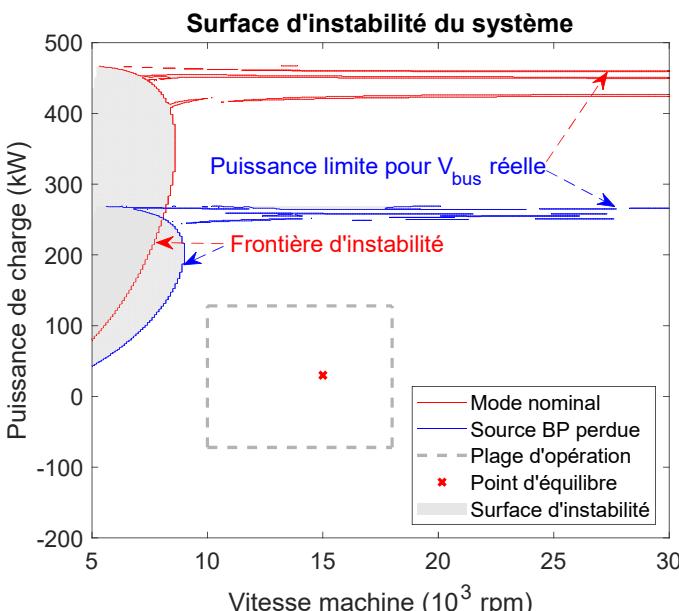


FIG. 8. Comparaison des zones d'instabilité du système.

La perte de la génératrice *BP* entraîne une diminution de l'ordre de 58 % de la puissance de charge maximale atteignable par le système pour une tension de bus V_{bus} réelle. De même, le passage en mode dégradé élargit la surface d'instabilité du système, restreignant ainsi ses marges de stabilité. La plage d'opération du système, incluant le point d'équilibre considéré pour la figure 6, reste néanmoins stable, démontrant ainsi la résilience du système en fonctionnement dégradé.

4. CONCLUSIONS

L'évolution du réseau électrique aéronautique vers une potentielle architecture multi-sources hybride pose de nouveaux enjeux notamment concernant la stabilité et la robustesse. Afin de comprendre ces interactions, prédire et identifier les sources d'instabilité de l'architecture candidate, nous avons développé une approche de généralisation de la modélisation et de l'analyse d'un système multi-sources. L'objectif est d'identifier les zones et marges de stabilité pour les différentes plages de fonctionnement du système et ainsi apporter des arguments sur la robustesse d'un dimensionnement en se basant sur ses surfaces d'instabilité. De part la modularité de la démarche, un

grand nombre de paramètres et de configurations peuvent être évalués afin de déterminer leurs influences sur la stabilité et la robustesse du système. L'analyse de l'évolution des surfaces d'instabilité du système pour différentes valeurs de capacité de bus et capacité locale a permis de quantifier rapidement l'impact de leur dimensionnement sur la stabilité du système. De même, la robustesse d'un scénario de fonctionnement dégradé du système a pu être évaluée, démontrant la résilience et continuité d'opération du réseau de bord grâce à la commande décentralisée employée.

La démarche proposée nécessite néanmoins de linéariser le système autour de chaque point d'équilibre considéré, augmentant ainsi la charge de calcul nécessaire. Cette contrainte est compensée par la modularité de la démarche, facilitant la mise à l'échelle d'un système et permettant de quantifier rapidement de l'influence de paramètres sur sa stabilité locale. De plus, cette démarche peut être aisément étendue pour l'étude de la sensibilité modale du système. Enfin, en perspective de ces travaux, le couplage de cette démarche avec des algorithmes d'optimisation permettrait d'esquisser des optimisations de topologie de systèmes énergétiques.

5. RÉFÉRENCES

- [1] The European Commission, "European Aviation Environmental Report", 2019
- [2] Clean Sky, Joint Technical Programme, Brussels, 2015.
- [3] Military Standard, « Aircraft electric power characteristics », in : Department of Defense Interface Standard (MIL-STD-704F) (2004).
- [4] D. XIE, Y. LU, J. SUN and C. GU, "Small signal stability analysis for different types of PMSGs connected to the grid," Renewable Energy, vol. 106, pp. 149-164, 2017.
- [5] MARX, D., MAGNE, P., NAHID-MOBARAKEH, B., PIERFEDERICI, S., & DAVAT, B. (2011). Large signal stability analysis tools in DC power systems with constant power loads and variable power loads—A review. IEEE Transactions on Power Electronics, 27(4), 1773-1787.
- [6] Kabalan, M., Singh, P., & Niebur, D. (2016). Large signal Lyapunov-based stability studies in microgrids : A review. IEEE Transactions on Smart Grid, 8(5), 2287-2295.
- [7] A. GRIFFO and J. WANG, "Large signal stability analysis of 'more electric' aircraft power systems with constant power loads," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 48, no. 1, pp. 477-489, 2012.
- [8] C. RAMALINGOM, A. HOUARI, J. C. OLIVIER, V. PAUVERT, M. MACHMOUM, «Small-signal stability analysis of a More Electric Aircraft network. », in MEA 2021-6th International Conference of More Electric Aircraft - Towards cleaner aviation. SEE-3AF, October 2021.
- [9] Gao, F., Bozhko, S., Costabeber, A., Asher, G., & Wheeler, P. (2017). Control design and voltage stability analysis of a droop-controlled electrical power system for more electric aircraft. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 64(12), 9271-9281.
- [10] Liao, Y., & Wang, X. (2019). Impedance-based stability analysis for interconnected converter systems with open-loop RHP poles. IEEE Transactions on Power Electronics, 35(4), 4388-4397.
- [11] Zhang, B., Gao, F., Zhang, Y., Liu, D., & Tang, H. (2022). An AC-DC Coupled Droop Control Strategy for VSC-Based DC Microgrids. IEEE Transactions on power electronics, 37(6), 6568-6584.
- [12] Gao, F., Zheng, X., Bozhko, S., Hill, C. I., & Asher, G. (2015). Modal analysis of a PMSG-based DC electrical power system in the more electric aircraft using eigenvalues sensitivity. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 1(1), 65-76.