

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①1 N° de publication :

3 110 896

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②1 N° d'enregistrement national :

20 05720

⑤1 Int Cl⁸ : B 64 D 41/00 (2019.12), B 64 D 27/24

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 29.05.20.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 03.12.21 Bulletin 21/48.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦1 Demandeur(s) : THALES Société Anonyme — FR.

⑦2 Inventeur(s) : DEVAUTOUR Joël.

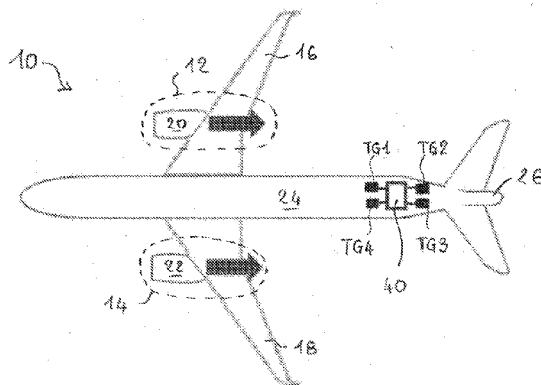
⑦3 Titulaire(s) : THALES Société Anonyme.

⑦4 Mandataire(s) : Marks & Clerk France.

⑤4 Architecture électrique d'un aéronef.

⑤7 L'invention concerne un aéronef comprenant au moins une zone moteur (12, 14) et une zone fuselage (24) distincte de la zone moteur (12, 14), au moins un moteur de propulsion (20, 22) à turbine à gaz situé dans la zone moteur (12, 14), plusieurs groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) situés dans la zone fuselage (24), les groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) étant indépendants du moteur de propulsion (20, 22), plusieurs charges électriques situées dans la zone fuselage (24), au moins un cœur de distribution électrique (40) situé dans la zone fuselage (24) et recevant de l'énergie des différents groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) et délivrant de l'énergie aux différentes charges en fonction de leur besoin pour les alimenter durant le vol de l'aéronef (10) en régime nominal.

Figure pour l'abrégé: Fig. 1



FR 3 110 896 - A1



Description

Titre de l'invention : Architecture électrique d'un aéronef

- [0001] L'invention concerne l'alimentation en énergie électrique des aéronefs. L'invention trouve une utilité particulière dans les avions équipés de moteurs de propulsion à turbine à gaz, turbopropulseurs et turboréacteurs. L'invention est également applicable à des avions équipés d'autres types de moteurs et plus généralement à divers types d'aéronefs, à savoir avions ou hélicoptères.
- [0002] Dans un avion, l'énergie électrique est couramment générée par des générateurs principaux, couplé mécaniquement aux moteurs de propulsion de l'avion. Chaque générateur fournit une tension alternative alimentant un réseau électrique de l'avion qui distribue l'énergie électrique alternative ou continue nécessaire au fonctionnement de charges électriques situées en zone fuselage ainsi qu'en zone moteur.
- [0003] A bord des avions gros porteur, d'autres générateurs électriques existent de façon courante, notamment un groupe auxiliaire de puissance et une éolienne de secours.
- [0004] Le groupe auxiliaire de puissance est connu dans la littérature anglo-saxonne sous le nom de « Auxiliary Power Unit » et appelé par la suite APU par son acronyme anglais. L'APU est un groupe auxiliaire comprenant généralement une turbine à gaz couplée à un générateur électrique. L'APU est généralement situé dans le cône de queue de l'avion et est alimenté par le kérosène des réservoirs de l'avion. L'APU est démarré par une batterie de l'avion. L'APU est destiné à produire de l'air pour le système de conditionnement d'air de l'avion et pour le démarrage des moteurs de propulsion lorsque ceux-ci sont équipés de systèmes de démarrage à air. L'APU peut également produire de l'énergie hydraulique et/ou électrique pour alimenter au sol les différents systèmes de bord lorsque les moteurs de propulsion sont à l'arrêt et pour démarrer ces moteurs lorsque ceux-ci sont équipés de démarreurs électriques. L'APU peut également être utilisé en vol en cas de panne des générateurs principaux.
- [0005] Au sol, l'avion peut également être alimenté par un générateur extérieur souvent appelé : groupe de parc, ce qui permet de ne pas utiliser l'APU.
- [0006] L'éolienne de secours est connue dans la littérature anglo-saxonne sous le nom de « Ram Air Turbine » et est appelée par la suite RAT par son acronyme anglais. La RAT est formée d'une turbine éolienne disposée dans une saute de l'avion. La RAT est déployée en vol en cas de perte des sources d'énergie électrique principale de l'avion, générateurs principaux couplés aux moteurs de propulsion et APU. La RAT est entraînée par le flux d'air généré par l'avancée de l'avion. La RAT est couplée à une pompe hydraulique ou à un alternateur. La RAT est utilisée comme une source d'énergie de secours sur les avions.
- [0007] L'APU et la RAT représentent une masse embarquée importante à bord de l'avion.

L'APU et la RAT ne sont pas utiles dans les principales phases de vol. De plus, l'APU est de moins en moins utilisé lorsque l'avion est parqué au sol pour éviter les risques de pollution. Certains aéroports imposent d'utiliser des servitudes en air et en électricité mises à disposition.

- [0008] Dans le domaine aéronautique, la tendance actuelle est d'augmenter le nombre d'équipements électriques. Certains appareillages hydrauliques sont remplacés par des systèmes électriques et le conditionnement d'air de la cabine tend aussi à devenir électrique. L'alimentation électrique prenant une part grandissante dans les sources d'énergie embarquées, elle devient de plus en plus cruciale pour garantir la sécurité du vol. Du fait du couplage entre les moteurs de propulsion et les générateurs électriques principaux, la panne d'un moteur entraîne la perte immédiate du ou des générateurs couplés à ce moteur. Pour les avions bimoteurs qui forment le type d'avion commerciaux le plus répandu à l'heure actuelle et qui devrait le rester sans doute dans l'avenir, la perte des deux moteurs entraîne la perte complète de la génération électrique de l'aéronef, ce qui représente un évènement catastrophique.
- [0009] Pour pallier à la perte d'un moteur de propulsion, il est nécessaire de sur dimensionner la puissance électrique des générateurs couplés aux moteurs de propulsion, car le ou les générateurs électriques restant disponibles doivent reprendre tout ou partie des charges électriques associées au moteur perdu.
- [0010] Le besoin de redondance important lié à la perte d'un ou plusieurs moteurs de propulsion conduit à une surcapacité de génération de puissance électrique totale installée à bord de l'aéronef et donc à une masse embarquée qui est loin d'être optimisée. Ce besoin en redondance est accru pour les avions possédant des réseaux de bords à tension alternative, du fait de l'impossibilité de coupler entre eux les différents générateurs électriques par l'absence de synchronisation des générateurs entre eux (en fréquence et en phase). Ceci entraîne un nombre de réseaux de bords égal au nombre de générateurs principaux. Par exemple, pour un aéronef possédant deux moteurs de propulsion et deux générateurs par moteur, cela conduit à quatre réseaux de bord distincts.
- [0011] En ce qui concerne la génération électrique, pour pallier à la perte de l'ensemble des moteurs de propulsion, il existe plusieurs solutions. Une première consiste à détourner l'avion de sa destination d'origine dès la perte du premier moteur et à se poser en urgence. Cela n'est pas possible lorsque l'aéronef survole des zones sans lieu d'atterrissage d'urgence, notamment lorsqu'il survole un océan. Une seconde solution consiste à disposer de générateurs de secours telle que l'APU et, en dernier ressort, la RAT, et à continuer le vol dans des conditions de sécurité permettant d'atteindre le point d'atterrissage le plus proche, tout en assurant l'alimentation électrique de certains éléments vitaux de l'aéronef, notamment les commandes de vol. Concernant la RAT,

son fonctionnement est lié à la vitesse de l'avion, et à la finesse de celui-ci.

[0012] Le besoin de redondance entraîne une augmentation de masse embarquée à bord de l'avion. Cette augmentation de masse est d'autant plus importante que l'alimentation électrique prend une part prépondérante dans les sources d'énergie embarquées.

[0013] Par ailleurs, la génération électrique réalisée au moyen de générateurs couplés aux moteurs de propulsion la rend secondaire par rapport à la propulsion de l'avion. De ce fait, la génération électrique est loin d'être optimisée. En effet, les turbines à gaz équipant les moteurs de propulsion des avions gros porteurs sont généralement équipées de deux arbres pouvant tourner à des vitesses différentes. l'arbre dit haute pression HP entraînant une turbine haute pression possède une plage de vitesse avec un rapport de l'ordre de deux entre la vitesse de rotation maximale, en phase de décollage par exemple et la vitesse minimale, en phase de ralenti. Pour l'arbre dit basse pression BP entraînant une turbine basse pression, le rapport entre la vitesse minimale et la vitesse maximale est encore plus important, de l'ordre de 5 à 8. La vitesse de rotation la plus contraignante en termes de dimensionnement du générateur couplé à un arbre, est la vitesse minimale de l'arbre considéré. La masse du générateur n'est pas optimisée pour la vitesse maximale et cela conduit à surpoids de l'ordre de 1,6 pour un générateur entraîné par un arbre HP et bien plus pour un générateur entraîné par un arbre BP.

[0014] De plus, l'entraînement d'un générateur nécessite un couplage mécanique du générateur avec l'arbre considéré. Pour des raisons de sécurité, ce couplage doit pouvoir être déconnecté par exemple en cas d'échauffement excessif du générateur afin de ne pas perturber le fonctionnement du moteur associé. Le couplage mécanique et sa fonction de désaccouplement entraînent un poids important embarqué à bord de l'avion. De plus le couplage mécanique est spécifique à chaque avion ce qui rend sa standardisation quasiment impossible.

[0015] Un autre inconvénient lié à la génération électrique réalisée à partir des moteurs de propulsion de l'avion réside dans les émissions de dioxyde de carbone CO_2 de l'aéronef. De façon générale, ces émissions sont directement liées à la consommation spécifique des turbines à gaz des moteurs de propulsion. Une turbine à gaz possède un rapport poids/puissance intéressant par rapport à d'autres types de moteur. En revanche, sa consommation en carburant est très variable. Elle dépend du rendement thermodynamique (qui traduit la transformation de l'énergie contenue dans le kérosène en énergie mécanique sur l'arbre d'entraînement des turbines). Ce rendement est fonction principalement de la taille de la turbine et de son régime de fonctionnement. Les plus gros turboréacteurs récents atteignent un rendement thermodynamique de l'ordre de 55% alors que les petites turbines à gaz, par exemple celles mises en œuvre dans les APU, peuvent avoir un rendement très médiocre, de l'ordre de 20%.. La

production d'électricité réalisée à l'aide d'un générateur entraîné par une turbine à gaz à vitesse variable possède globalement un mauvais rendement en termes d'émissions de CO₂. Le rendement de la turbine à gaz dépend fortement de son régime de fonctionnement. Il est excessivement mauvais en régime de ralenti, ce qui vient encore aggraver les émissions de CO₂ liées à la production d'électricité.

[0016] Encore un autre inconvénient réside dans la distance séparant les moteurs placés sous les ailes de l'avion et les charges électriques pour la plupart disposées dans le fuselage de l'avion. L'architecture électrique des avions comprend également, un cœur de distribution électrique situé dans le fuselage et recevant de l'énergie des différents générateurs et délivrant cette énergie aux différentes charges en fonction de leur besoin pour les alimenter durant le vol de l'aéronef. La masse du câblage électrique reliant les générateurs couplés aux moteurs de propulsion et le cœur de distribution électrique devient d'autant plus important que la puissance électrique embarquée augmente. En outre, la masse de ce câblage est liée au nombre de réseaux de bord, chacun provenant d'un générateur. Comme on l'a vu plus haut, pour les avions possédant des générateurs à tension alternative, leur synchronisation étant impossible, il est nécessaire de relier chaque générateur, indépendamment des autres au cœur de distribution électrique qui réalise les connexions entre les différents générateurs et les charges électriques de l'avion. Autrement dit, l'augmentation de masse du câblage électrique est plus liée à la génération électrique embarquée qu'à la consommation embarquée du fait de la nécessité de redondance de la génération.

[0017] La génération électrique réalisée à partir des moteurs de propulsion de l'avion présente un risque quant au fonctionnement du moteur. En effet, lorsque le moteur tourne au ralenti, la majeure partie de la puissance mécanique qu'il délivre est utilisée pour la génération électrique. Des variations temporelles de consommation électrique interviennent fréquemment. Une variation brutale de consommation électrique, peut entraîner un à-coup de vitesse du moteur, voire même son calage. Ce phénomène est connu sous le nom de pompage du moteur. Le risque de pompage augmente même avec les nouvelles générations de moteurs à fort taux de dilution.

[0018] De façon conventionnelle, la génération électrique des avions commerciaux peut se faire en courant alternatif à fréquence fixe, classiquement 400 Hz, à partir de turbines à gaz tournant à vitesse variable. Pour ce faire, un système de régulation de vitesse est implanté entre l'arbre de la turbine à gaz et un alternateur pouvant alors tourner à vitesse fixe pour générer la fréquence fixe souhaitée. Un système de régulation de vitesse mettant en œuvre un convertisseur hydraulique et est connu dans la littérature anglo-saxonne sous le nom de CSD pour : « Constant Speed Drive ». Plus récemment, on a tenté de se passer de ces convertisseurs hydrauliques en faisant tourner les alternateurs en vitesse variable et donc de générer des réseaux de bord à fréquence

variable, par exemple entre 400 et 800 Hz. Ces réseaux à fréquence variable ne permettent plus d'alimenter simplement des moteurs asynchrones qui tendent à être remplacés par des moteurs synchrones alimentés par les réseaux en fréquence variable au travers de redresseurs et d'onduleurs. Les redresseurs et les onduleurs tendent à augmenter la masse embarquée et à réduire la fiabilité globale.

- [0019] L'invention vise à pallier tout ou partie des problèmes cités plus haut en proposant une architecture électrique d'aéronef dans laquelle la génération électrique principale est décorrélée des moteurs de propulsions de l'aéronef.
- [0020] A cet effet, l'invention a pour objet un aéronef comprenant :
 - au moins une zone moteur et une zone fuselage distincte de la zone moteur,
 - au moins un moteur de propulsion à turbine à gaz situé dans la zone moteur,
 - plusieurs groupes de génération électrique situés dans la zone fuselage, les groupes de génération électrique étant indépendants du moteur de propulsion,
 - plusieurs charges électriques situées dans la zone fuselage,
 - au moins un cœur de distribution électrique situé dans la zone fuselage et recevant de l'énergie des différents groupes de génération électrique et délivrant de l'énergie aux différentes charges en fonction de leur besoin pour les alimenter durant le vol de l'aéronef en régime nominal.
- [0021] Les groupes de génération électrique sont avantageusement au moins au nombre de trois.
- [0022] Un ou plusieurs des groupes de génération électrique sont avantageusement configurables pour délivrer de l'énergie électrique sous forme alternative ou sous forme continue.
- [0023] Les groupes de génération électrique sont avantageusement configurés pour délivrer de l'énergie électrique sous forme alternative à fréquence fixe, par exemple de 800 Hz.
- [0024] L'aéronef comprend avantageusement au moins un module de contrôle de la génération et de la distribution électrique configuré pour synchroniser plusieurs des groupes de génération électrique couplés et délivrant de l'énergie électrique sous forme alternative vers un même réseau de distribution d'énergie électrique.
- [0025] L'aéronef comprend avantageusement au moins un module de contrôle de la génération et de la distribution électrique, pour chacun des groupes de génération électrique une plage de fonctionnement optimal est définie, le module de contrôle de la génération et de la distribution électrique étant configuré pour faire fonctionner en régime nominal un nombre de groupes de génération électrique parmi les groupes de génération électrique pour conserver les groupes de génération électrique en fonctionnement, chacun dans sa plage de fonctionnement optimal.
- [0026] Chaque groupe de génération électrique comprend avantageusement un moteur et un générateur électrique couplés et dans lequel le générateur électrique est directement

monté sur l'arbre du moteur sans dispositif de désaccouplement en vol entre le moteur et le générateur électrique.

- [0027] Le générateur électrique comprend avantageusement une machine électrique à aimants permanents.
- [0028] Au moins un des groupes de génération électrique comprend avantageusement un moteur thermique, un générateur électrique entraîné par le moteur et un réservoir de carburant propre au moteur, le générateur électrique pouvant être configuré pour être utilisé en moteur pour démarrer le moteur thermique.
- [0029] L'aéronef comprend avantageusement plusieurs cœurs de distribution électrique situés dans la zone fuselage et recevant de l'énergie des différents groupes de génération électrique et délivrant de l'énergie aux différentes charges en fonction de leur besoin pour les alimenter durant le vol de l'aéronef en régime nominal, chacun des groupes de génération électrique pouvant alimenter au moins deux des cœurs de distribution électrique, chacun des cœurs de distribution électrique pouvant être alimenté par au moins deux des groupes de génération électrique.
- [0030] Chacun des cœurs de distribution électrique peut avantageusement échanger de l'énergie électrique avec chacun des autres cœurs de distribution électrique selon au moins deux chemins distincts.
- [0031] L'aéronef comprend avantageusement plusieurs cœurs de distribution électrique situés dans la zone fuselage et recevant de l'énergie des différents groupes de génération électrique et délivrant de l'énergie aux différentes charges en fonction de leur besoin pour les alimenter durant le vol de l'aéronef en régime nominal, chacun des groupes de génération électrique et des cœurs de distribution électrique étant disposés dans un compartiment propre, les compartiments étant regroupés dans une même zone de l'avion prévue pour la génération et la distribution électrique.
- [0032] Au moins un des groupes de génération électrique comprend avantageusement un système de stockage d'énergie dont le raccordement au cœur de distribution électrique est réalisé au moyen d'un convertisseur réversible et dans lequel le cœur de distribution électrique est configuré pour permettre la recharge du système de stockage d'énergie et l'utilisation de l'énergie stockée.
- [0033] Les groupes de génération électrique comprennent avantageusement tout moyen de génération d'énergie électrique à partir d'une source d'énergie extérieure ou tout moyen de stockage d'énergie capable de restituer son énergie sous forme électrique.
- [0034] L'invention sera mieux comprise et d'autres avantages apparaîtront à la lecture de la description détaillée d'un mode de réalisation donné à titre d'exemple, description illustrée par le dessin joint dans lequel :
- [0035] [fig.1] la figure 1 représente le principe d'une architecture électrique d'un avion selon l'invention ;

- [0036] [fig.2] la figure 2 représente un exemple d'architecture électrique d'un avion mettant en œuvre l'invention et basée sur une distribution d'énergie sous forme de hautes tensions continues ;
- [0037] [fig.3] la figure 3 représente un autre exemple d'architecture électrique d'un avion mettant en œuvre l'invention et basée sur une distribution d'énergie sous forme de tensions alternatives ;
- [0038] [fig.4] la figure 4 illustre de façon schématique un exemple d'architecture électrique d'un avion selon l'invention, l'architecture étant adaptée à des groupes de génération électrique fournissant de l'énergie sous forme alternative ;
- [0039] [fig.5] la figure 5 illustre de façon schématique un autre exemple d'architecture électrique adaptée à des groupes de génération électrique fournissant de l'énergie sous forme continue.
- [0040] Par souci de clarté, les mêmes éléments porteront les mêmes repères dans les différentes figures.
- [0041] La figure 1 représente un avion bimoteur 10 comprenant deux zones moteur 12 et 14 situées chacune sous les ailes, respectivement 16 et 18 de l'avion 10. Dans chacune des zones moteur 12 et 14, l'avion 10 comprend un moteur de propulsion à turbine à gaz, respectivement 20 et 22. Les moteurs 20 et 22 sont par exemple des turbopropulseurs ou des turboréacteurs. L'avion 10 comprend un fuselage 24 confondu avec la zone fuselage portant également le repère 24. Le fuselage est formé d'une carcasse en forme de fuseau constituant le corps de l'avion 10. La zone fuselage 24 est aménagée pour contenir la charge utile transportée par l'avion, ainsi que le poste d'équipage. Les ailes 16 et 18 ainsi que l'empennage 26 sont fixés au fuselage 24. Les avions pressurisés possèdent un fuselage 24 allongé à section sensiblement tubulaire perpendiculairement à l'axe principal de l'avion 10, axe selon lequel l'avion se déplace. Dans l'avion 10 représenté, les zones moteur 12 et 14 sont distinctes de la zone fuselage 24. Les zones 12, 14 et 24 ne se chevauchent pas.
- [0042] La plupart des charges électriques de l'avion 10 sont situées dans la zone fuselage 24, il s'agit notamment d'éclairage, d'instrument de bord, de commandes de vol, de charges liées à l'air conditionné... D'autres charges peuvent être situées en zones moteurs 12 et 14, comme par exemple certaines servitudes des moteurs 20 et 22. D'autres charges telles que les commandes de vol, les feux de navigation sont situées sur les ailes 16 et 18 ainsi que sur l'empennage 26. Dans les avions gros porteurs récents, la majeure partie de la puissance électrique consommée dans l'avion 10 l'est par les charges situées dans la zone fuselage 24.
- [0043] Selon l'invention, l'avion 10 comprend plusieurs groupes de génération électrique principaux, quatre groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4, dans l'exemple représenté. Les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4

sont utilisés durant le vol de l'avion et en régime nominal. Par régime nominal, on entend un fonctionnement de l'avion 10 dans ses phases de vol de croisière sans aucune panne.

[0044] De façon connue, dans les avions équipés de turbines à gaz, les générateurs électriques principaux sont entraînés par les moteurs 20 et 22. Selon l'invention, les groupes de générations TG1, TG2, TG3 et TG4 sont indépendants des moteurs de propulsion 20 et 22. Autrement dit, les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 ne sont pas entraînés par les moteurs 20 et 22. Les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 sont situés dans la zone fuselage 24 ce qui permet de limiter la longueur des câbles électriques de puissance reliant la zone fuselage 24 et les zones moteur 12 et 14.

[0045] L'indépendance des moteurs de propulsion permet de se passer système de régulation de vitesse à convertisseur hydraulique de type CSD tout en maintenant une génération électrique sous forme alternative à fréquence fixe. En effet, il est possible de piloter les différents groupes de générations TG1, TG2, TG3 et TG4 afin qu'ils fonctionnent à fréquence fixe. Cette fréquence peut être de 400 Hz, comme actuellement mise en œuvre dans de nombreux avions commerciaux. La fréquence fixe peut être choisie à une fréquence plus élevée, par exemple 800 Hz. Actuellement, certains avions commerciaux sont équipés de réseaux électriques fonctionnant à fréquence variable de 400 à 800 Hz. Les charges électriques de ces avions sont susceptibles de fonctionner à 800 Hz. L'utilisation de ces charges dans un avion conforme à l'invention et fonctionnant à fréquence fixe de 800 Hz est donc tout à fait envisageable. Par ailleurs, le fonctionnement en fréquence fixe permet de mettre en œuvre des moteurs électriques de type asynchrone beaucoup plus simple à piloter que les moteurs électriques de type synchrone. De plus, la standardisation d'une fréquence de 800 Hz au lieu de 400 Hz permet de réduire la masse des machines électriques et des charges inductives (comme des transformateurs ou des inductances). En effet, à ce jour, les machines électriques pouvant fonctionner à fréquence variables entre 400 et 800 Hz sont dimensionnées pour la plus basse des fréquences, c'est-à-dire 400 Hz. En abandonnant le fonctionnement à 400 Hz, au profit d'une fréquence plus élevée et notamment 800 Hz, il est possible de réduire la masse des machines électriques, aussi bien des générateurs que des charges.

[0046] La mise en œuvre de plusieurs groupes de génération électrique permet de générer différents types de réseaux de bord. Il est par exemple possible de prévoir en complément du ou des réseaux alternatifs, un ou plusieurs réseaux continus à basse ou à haute tension. Il est possible de prévoir des groupes de génération électrique dédiés à chacun des types de réseaux. Alternativement, il est possible de prévoir une reconfiguration possible d'un ou de plusieurs des groupes de génération électrique. Ainsi en

cas de panne d'un groupe de génération électrique, quel que soit le type d'énergie électrique qu'il générerait, continu ou alternatif, il est possible de le remplacer en temps réel par un autre groupe que l'on configure pour générer le même type d'énergie électrique. La reconfiguration permet d'éviter la nécessité de prévoir des groupes de génération électrique en attente dédié à chaque type de réseau pour pallier d'éventuelles pannes de chaque réseau.

- [0047] L'avion 10 comprend un cœur de distribution électrique 40 situé dans la zone fuselage 24, disposé au plus près des groupes de génération et recevant de l'énergie des différents groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 et délivrant de l'énergie aux différentes charges de l'avion 10 en fonction de leur besoin pour les alimenter notamment durant le vol en régime nominal. Le cœur de distribution électrique 40 comprend essentiellement des réseaux de tension et des interrupteurs permettant de connecter les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 aux réseaux de tension, de connecter les réseaux de tension aux charges et d'interconnecter les réseaux de tension entre eux.
- [0048] Les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 peuvent fonctionner indépendamment les uns des autres. Plus précisément, aucune liaison directe n'existe entre les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 sans passer par le cœur de distribution électrique 40. Tout groupe de génération électrique parmi les quatre groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 peut fonctionner seul, les autres étant à l'arrêt, séparément ou en groupe.
- [0049] Toute solution technologique permettant de produire de l'électricité peut être mise en œuvre dans un groupe de génération électrique. Un groupe de génération électrique comprend par exemple une machine thermique entraînant un générateur électrique dédié, délivrant une tension alternative ou continue. La machine thermique peut être un moteur à combustion interne, une turbine à gaz... L'association d'une turbine à gaz et d'un générateur électrique est souvent appelée : turbogénérateur. Dans un turbogénérateur mis en œuvre comme groupe de génération électrique selon l'invention, la fonction principale de l'énergie produite par la turbine à gaz est la génération électrique. La turbine à gaz d'un tel turbogénérateur n'est pas utilisée pour propulser l'avion 10.
- [0050] D'autres types de groupes de génération électrique peuvent également être mis en œuvre dans le cadre de l'invention tels que des piles à combustible, groupe de génération photovoltaïque ou encore thermoélectrique. La particularité des groupes de génération de type thermoélectrique est de délivrer une tension continue, il sera alors préférable de choisir un réseau de distribution continu. On entend également par groupe de génération électrique tout dispositif capable de stocker de l'énergie sous une forme physique quelconque notamment chimique ou mécanique, et de la restituer sous

forme électrique, tel que par exemple une batterie, un super condensateur, un volant d'inertie.

- [0051] A ce jour, la technologie de turbogénérateur est la plus mature et la moins onéreuse. Par la suite, l'architecture électrique de l'avion 10, orientée autour de turbogénérateurs, sera développée plus précisément. Il est bien entendu possible de raccorder au cœur de distribution électrique 40 des types différents de groupes de génération. Cela présente un intérêt en termes de dissemblance des groupes de génération. Au contraire, si des groupes de génération de même type sont raccordés au cœur de distribution électrique 40, on privilégie alors des groupes de génération électrique produits par des fabricants différents pour conserver une dissemblance entre eux.
- [0052] Les turbogénérateurs peuvent délivrer une tension alternative et être connecté au cœur de distribution électrique 40. Dans une architecture électrique où les générateurs sont entraînés par les moteurs de propulsion de l'avion, la synchronisation des générateurs est impossible du fait de l'absence de synchronisme de rotation des turbines à gaz. En revanche, dans le cadre de l'invention, Il est tout à fait possible de synchroniser entre eux, en phase et en fréquence, des groupes de génération électrique délivrant une tension alternative de façon à pouvoir les connecter en parallèle et constituer ainsi un micro réseau. Dans le cas de turbogénérateurs, il est tout à fait possible de faire tourner les turbines à gaz des groupes de génération électrique à la même vitesse puisqu'elles ne sont pas utilisées pour la propulsion. L'intérêt de faire tourner les groupes de générations à la même vitesse et de les synchroniser entre eux est aussi d'éviter les interruptions de puissance temporaires lors du passage d'un groupe de génération à un autre et du transfert de puissance d'un groupe sur l'autre. Le pilotage des turbogénérateurs est uniquement réalisé en vue de la production électrique.
- [0053] Les turbogénérateurs peuvent également produire une tension continue. Ils ont la possibilité d'être connectés en parallèle de façon à constituer un micro-réseau électrique continu au niveau de l'avion comme le micro-réseau alternatif.
- [0054] Un autre type de machine thermique tel que le moteur diesel haute performance présente un avantage important du fait de sa consommation spécifique en carburant qui est environ deux fois plus faible que celle qu'une turbine à gaz de puissance équivalente. Bien que pour une puissance donnée, un moteur diesel soit plus lourd qu'une turbine à gaz, du fait de l'emport en carburant, la mise en œuvre de moteurs diesels permet globalement de réduire les émissions de CO₂ environ d'un facteur 2, notamment pour les avions long-courriers.
- [0055] D'autres machines thermiques utilisant des carburants moins polluants que le kérosène peuvent également être mise en œuvre dans le cadre de l'invention, en particulier des machines utilisant du gaz naturel ou de l'hydrogène. En particulier les

moteurs à combustion interne sont bien adaptés à la consommation d'hydrogène.

- [0056] Il est possible de prévoir des machines thermiques capables de consommer différents carburants comme notamment du kérosène et un combustible moins polluant et de passer automatiquement de l'un à l'autre en fonction des phases de vol de l'avion 10. L'emploi d'hydrogène lorsque l'avion est au sol permet de supprimer toute émission de CO₂ au voisinage de l'aéroport et par exemple en mode taxi électrique. Il est également possible d'utiliser de l'hydrogène au moment du décollage et de l'atterrissage. L'utilisation d'hydrogène tout au long du vol est souhaitable mais à ce jour, paraît encore difficile du fait du développement encore trop faible de la filière de production d'hydrogène. Des moteurs bi-carburants, kérosène et hydrogène sont alors avantageux.
- [0057] Parmi les différents groupes de génération, il est possible de prévoir l'entraînement des générateurs électriques par des moteurs de types différents, par exemple des turbines à gaz pour certains groupes de génération électrique et des moteurs diesels pour d'autres groupes de génération électrique. Cela permet d'améliorer la dissémination des groupes de génération.
- [0058] Pour des questions de redondance liée à la sécurité du vol de l'avion 10, la puissance électrique maximale pouvant être fournie par les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 est supérieure à la puissance électrique maximale consommée par l'ensemble des charges de l'avion 10. De manière préférentielle, le nombre de groupes de génération électrique est supérieur ou égal à trois pour s'affranchir de la problématique de panne double. Plus précisément, même si deux des groupes de génération électrique sont en panne, un troisième peut toujours produire de l'électricité.
- [0059] Il est possible de mettre en œuvre plus de trois groupes de génération électrique à plus faible puissance unitaire afin de permettre à chaque groupe de génération électrique de fonctionner au plus proche de son point de fonctionnement optimum permettant d'optimiser le rendement de sa puissance électrique générée par quantité de carburant consommé. Plus précisément, en fonction de la consommation électrique instantanée de l'avion 10, il est avantageux d'adapter le nombre de groupes de génération électrique en fonctionnement parmi les groupes de génération électrique embarqués pour conserver les groupes de génération électrique en fonctionnement chacun dans une plage de fonctionnement optimal. Pour chaque groupe de génération électrique cette plage est par exemple définie de façon que son rendement ne soit pas inférieur à un pourcentage donné de son rendement maximal. Le cœur de distribution électrique 40 est configuré pour piloter le nombre de groupes de génération électrique en fonctionnement pour que chacun reste dans sa plage de fonctionnement optimal. Certains groupes de génération électrique peuvent simplement être arrêtés.
- [0060] Il est par exemple possible d'installer à bord de l'avion 10, des groupes de génération

électrique ayant chacun une puissance unitaire comprise entre $1/10$ et $1/5$ de la puissance totale installées à bord. Le fait d'avoir des groupes de génération électrique de faible puissance unitaire par rapport à la puissance totale installée, permet de standardiser la production des groupes de génération électrique afin de s'adapter facilement à différents types d'avion présentant chacun sa propre valeur de puissance électrique totale installée. Cette puissance dépend du type d'avion et peut même dépendre de sa configuration. Par exemple, un avion en version cargo nécessite moins de puissance installée qu'en version transport de passagers. Pour les avions de ligne, les puissances actuellement installées sont typiquement comprises entre une centaine de kW et 1 MW. Même avec une telle plage de puissance, il est possible de ne mettre en œuvre que deux types de groupes de génération électrique, l'un de 50 kW de puissance unitaire, plutôt embarqués à bord des plus petits avions et l'autre de 100 kW pour les avions les plus gros. Plus généralement, avec quelques puissances unitaires de groupes de génération électrique bien choisies, il est possible de couvrir l'ensemble des besoins des aéronefs et de disposer d'une solution standard.

[0061] La redondance est assurée par des groupes de génération électrique pouvant être utilisés en régime nominal. Il est ainsi possible de se passer de groupes de génération électrique spécifiques tels que l'APU et la RAT. En effet, avec une architecture électrique classique où les générateurs sont couplés aux moteurs de propulsion, en cas de panne des moteurs de propulsion, la génération électrique de régime nominal est stoppée et il est nécessaire de démarrer l'APU, voire de déployer la RAT. En mettant en œuvre l'invention, tout d'abord, une panne des moteurs de propulsion n'entraîne pas d'arrêt de la génération électrique. De plus, dans l'invention, il est possible d'envisager une panne de deux groupes de génération, les autres groupes de génération électrique présents prenant le relais. Plus le nombre de groupes de génération électrique est important, plus la puissance électrique installée en surcapacité pour assurer la redondance est réduite du fait de la faible puissance nominale de chaque groupe de génération électrique. En effet, en cas de double panne, c'est-à-dire deux groupes de groupes de génération électrique hors service, pour assurer le fonctionnement de l'architecture électrique, il suffit de deux groupes supplémentaires au-delà de la puissance nominale maximale consommée pour assurer le fonctionnement de l'architecture électrique à son régime nominal.

[0062] Dans un groupe de génération électrique comprenant un moteur et un générateur électrique dédié, il est possible d'optimiser et de simplifier très fortement la conception du générateur électrique et sa liaison au moteur afin d'assurer un fonctionnement du groupe de génération électrique dans sa plage de fonctionnement optimal. Cette plage est la plus étroite possible. Il est même souhaitable de définir sur la plage de fonctionnement, une vitesse fixe du moteur et du générateur électrique associé afin de

faciliter la synchronisation des différents groupes de génération électrique. Afin de réduire la masse du générateur et celle du moteur, cette vitesse est la plus élevée possible. Le générateur électrique est directement couplé mécaniquement au moteur. Il n'est pas nécessaire de prévoir de dispositif de désaccouplement comme pour les générateurs couplés aux moteurs de propulsion de l'avion. Plus précisément le générateur électrique est directement monté sur l'arbre du moteur sans dispositif de désaccouplement en vol entre le moteur et le générateur. Le désaccouplement du moteur et du générateur peut éventuellement être possible pour des opérations de maintenance lourde généralement effectuées au sol et hors de l'avion. Il est possible de mettre en œuvre des paliers communs au moteur et au générateur électrique associé. Le refroidissement du générateur électrique peut être réalisé au moyen de l'aspiration en air comburant du moteur.

[0063] En cas de panne du générateur électrique, le moteur associé est arrêté. Ceci est acceptable puisque la fonction principale du groupe de génération électrique est de produire de l'électricité. Dans un groupe de génération électrique, le moteur et le générateur n'ont aucun intérêt à fonctionner séparément.

[0064] De plus, le générateur électrique peut être fortement simplifié par rapport aux générateurs couplés à des moteurs dont la fonction n'est pas uniquement d'entraîner le générateur électrique associé. Lorsque le moteur assure d'autres fonctions, comme par exemple la propulsion de l'avion ou la production d'énergie hydraulique, il est nécessaire d'assurer le pilotage du générateur afin que sa production électrique puisse être régulée de façon indépendante de la vitesse du moteur et du couple qu'il produit. Sur les générateur équipant les moteurs de propulsion, cette indépendance est assurée par des technologies compliquées de machines assurant la génération électrique et notamment au moyen de machines à trois étages. L'invention permet de supprimer cette contrainte. L'invention permet par exemple de mettre en œuvre des génératrices à aimants permanents possédant une densité de puissance bien plus élevée que les génératrices à trois étages. A ce jour, les génératrices à aimants permanents sont rarement utilisées en aéronautique car impossible à désexciter, et difficiles à réguler en tension lorsqu'elles sont entraînées à vitesse variable.

[0065] La figure 2 représente un exemple d'architecture électrique d'un avion mettant en œuvre l'invention et basée sur une distribution d'énergie sous forme de tensions alternatives. Actuellement, on trouve couramment des réseaux de bord fonctionnant en 115 V 400 Hz ou en 230 V 400 Hz. Les composants et les charges fonctionnant sur ces types de réseau sont courants. Ces tensions peuvent être mise en œuvre dans le cadre de l'invention. D'autres tensions sont bien entendu envisageables, en particulier le 115 V 800 Hz ou 230 V 800 Hz. L'intérêt du 800 Hz est de minimiser la taille des générateurs et des charges inductives de manière générales comme évoqué plus haut.

[0066] Sur la figure 2, on retrouve dans la zone fuselage 24, les quatre groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 ainsi que le cœur de distribution électrique 40, ici configuré pour gérer des tensions alternatives issues des quatre groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4. Le cœur de distribution électrique 40 permet d'alimenter au moins toutes les charges électriques situées dans la zone fuselage et éventuellement d'autres charges électriques situées dans les ailes, les zones moteur et l'empennage de l'avion 10. Ces charges sont représentées de façon schématique et portent des repères alphabétiques A à N. L'architecture électrique comprend également un module de contrôle GDCU de la génération et de la distribution électrique. Le repère GDCU est choisi pour son abréviation anglo-saxonne : « Génération & Distribution Control Unit ». La fonction principale du module GDCU est d'assurer le pilotage de la production électrique à bord de l'avion 10. Pour cela, le module GDCU communique avec le cœur de distribution électrique 40 afin d'en piloter la configuration et avec les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 afin de piloter la puissance que chacun doit produire. Ces pilotages sont assurés en temps réel, notamment en fonction des phases de vol de l'avion 10. En fonction de la puissance demandée par les charges, le module GDCU ajuste et optimise le nombre de groupes de génération électrique devant fonctionner. Le module GDCU est configuré pour synchroniser différents groupes de génération électrique couplés pour générer de l'énergie électrique vers le même réseau alternatif.

[0067] Le module GDCU gère les éventuelles pannes des groupes de génération électrique en reconfigurant le cœur de distribution électrique 40. Le module GDCU peut embarquer des algorithmes d'intelligence, consistant par exemple :

- à optimiser les émissions de CO₂ ou de gaz toxiques des sources de génération électrique dans les différentes phases de vol de l'avion 10 en favorisant celles qui émettent le moins. Le module GDCU peut par exemple favoriser l'utilisation de moteur diesel et/ou de groupes de stockage plutôt que celle des turbines à gaz en fonction des phases de vol et notamment lorsque l'avion 10 est au sol,
- à optimiser le délestage de certains groupes de génération électrique en fonction des phases de vol de l'avion 10 ou en fonction de sa trajectoire.

[0068] Pour des raisons de sécurité, le contrôleur GDCU est redondé autant de fois que nécessaire pour permettre d'assurer le pilotage de la production électrique en toute circonstance de panne.

[0069] Chaque groupe de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 comprend un régulateur Ri, un moteur MTi, un générateur Gi et un réservoir de carburant RCi, i représentant le rang du groupe, ici de 1 à 4. Pour chaque groupe de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4, le moteur MTi consomme du carburant dans son réservoir RCi et entraîne le générateur Gi qui lui est associé. Le régulateur Ri gère le fonc-

tionnement du moteur M_i et du générateur G_i en fonction des consignes de pilotage reçues du module GDCU. Les réservoirs RC_i des différents groupes de génération électrique sont, en régime nominal, indépendants les uns des autres. L'architecture peut prévoir de mettre les différents réservoirs en communication, voire de les mettre en communication avec des réservoirs de carburant propres aux moteurs de propulsion de l'avion 10. Le module GDCU peut également gérer les communications entre les réservoirs en cas de besoin.

- [0070] La figure 3 représente un autre exemple d'architecture électrique d'un avion mettant en œuvre l'invention et basée sur une distribution d'énergie sous forme de hautes tensions continues. Une tension couramment employée est de 540V continu. On envisage également des tensions de 350V et de 270V. Ces réseaux sont connus sous le nom de HVDC pour leur abréviation anglo-saxonne : « High Voltage Direct Current ». Il est bien entendu que l'invention peut être mise en œuvre pour toute valeur de tension continue.
- [0071] On retrouve les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4, les charges A à N, un cœur de distribution électrique 50 et le module GDCU. A la différence de l'architecture de la figure 2, les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 comprennent chacun un redresseur permettant de délivrer au cœur de distribution électrique 50 des tensions continues. Dans l'architecture de la figure 3, le cœur de distribution électrique 50 et le module GDCU sont configurés pour piloter des tensions continues. L'architecture de la figure 3 comprend au moins une batterie 52 raccordée au cœur de distribution électrique 50.
- [0072] Dans le cadre de l'invention, il est également possible de mettre en œuvre une architecture hybride mettant en œuvre un cœur de distribution électrique permettant de gérer à la fois des réseaux alternatifs et des réseaux continus en fonction des besoins des charges de l'avion 10. En effet, il est possible d'embarquer des charges fonctionnant en courant continu et d'autres en courant alternatif. Dans une architecture classique alternative, les charges continues imposent des convertisseurs qui alourdissent la masse de l'avion. La mise en œuvre de l'invention où les groupes de générations électriques sont indépendants des moteurs de propulsion de l'avion permet plus facilement de prévoir certains générateurs dédiés à la fourniture d'énergie électrique sous forme continue et d'autres générateurs dédiés à la fourniture d'énergie électrique sous forme alternative.
- [0073] Dans les architectures présentées sur les figures 2 et 3 ainsi que dans une architecture hybride, il est facile d'intégrer d'autres sources d'énergie électrique notamment basées sur des énergies renouvelables comme des piles à combustible ou des panneaux photovoltaïques, ou encore des ensembles de stockage d'énergie capable de restituer l'énergie sous forme électrique.

- [0074] Les machines thermiques MTi mise en œuvre dans l'invention sont essentiellement dédiées à la génération électrique. Cela permet de leur adjoindre facilement un système de récupération de l'énergie perdue dans l'échappement et dans leur circuit de refroidissement. A titre d'exemple, le système de récupération peut être basé sur une chaudière de récupération comprenant un échangeur dans lequel circule les gaz d'échappement. L'échangeur permet de générer de la vapeur alimentant une turbine dont l'énergie mécanique est par exemple transformée en énergie électrique. Le système de récupération peut également être basé sur des capteurs thermoélectriques disposés dans les gaz d'échappement des machines thermiques MTi. Ces capteurs génèrent directement de l'énergie électrique. La récupération d'énergie à l'échappement des moteurs de propulsion est extrêmement complexe du fait de l'environnement du moteur de l'avion et du manque de place disponible. En revanche, les machines thermiques MTi étant situées en zone fuselage 24, la récupération d'énergie est beaucoup plus facile à mettre en œuvre.
- [0075] Une architecture électrique mettant en œuvre l'invention permet de stocker facilement de l'énergie, notamment durant des périodes où les charges consomment moins afin de lisser la génération électrique. A cet effet, l'avion 10 peut être équipé de batteries, de super capacité, de volants d'inertie... également gérés par le cœur de distribution électrique.
- [0076] Dans une architecture basée sur un cœur de distribution HVAC, HVDC ou hybride, il est possible de mettre en œuvre un ou plusieurs groupes de génération électrique constitué par un système de stockage d'énergie. Le raccordement de ce ou ces groupes au cœur de distribution électrique est alors réalisé au moyen d'un convertisseur réversible. Le cœur de distribution électrique est configuré pour permettre la recharge du système de stockage d'énergie et l'utilisation de l'énergie stockée.
- [0077] Pour un groupe de génération électrique mettant en œuvre un moteur à combustion interne ou une turbine à gaz, la machine électrique utilisée comme générateur peut également être utilisée en mode moteur pour démarrer la turbine à gaz ou le moteur à combustion interne associé. Dans ce cas également, la connexion du groupe de génération électrique au cœur de distribution peut fonctionner de façon réversible. Par exemple dans l'architecture de la figure 3, les redresseurs Ri sont réversibles.
- [0078] L'invention est particulièrement adaptée pour alimenter les charges situées dans la zone fuselage 24. Les charges situées hors de la zone fuselage 24 peuvent bien entendu être alimentées par l'énergie issue des groupes de génération électrique. Il est également possible d'alimenter les charges situées hors de la zone fuselage 24 par d'autres réseaux indépendants. A titre d'exemple, les charges situées dans les zones moteur 12 et 14, essentiellement les charges dédiées au fonctionnement du moteur, peuvent être alimentées par des réseaux locaux interne à chacune des zones moteur 12

et 14. Cela permet d'éviter complètement le transport d'énergie entre la zone fuselage 24 et les zones moteur 12 et 14.

- [0079] La figure 4 illustre de façon schématique un exemple d'architecture électrique d'avion conforme à l'invention, l'architecture comprenant plusieurs cœurs de distribution électrique C1, C2, C3 et C4 adaptés à des groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 fournissant de l'énergie sous forme alternative. Généralement, l'énergie électrique alternative circule sous forme triphasée. La figure 4 est représentée de façon schématique et les trois phases sont représentées sous la forme d'une seule liaison. L'invention peut également mettre en œuvre un autre nombre de phases pour la circulation de l'énergie électrique alternative.
- [0080] L'architecture électrique de la figure 4 comprend deux modules de contrôle GDCU, l'un appelé GDCU gauche et l'autre appelé GDCU droit. Le module de contrôle GDCU gauche permet de piloter principalement les groupes de génération électrique TG1 et TG2 et en secours les groupes de génération électrique TG3 et TG4. Le module de contrôle GDCU droit permet de piloter principalement les groupes de génération électrique TG3 et TG4 et en secours les groupes de génération électrique TG1 et TG2.
- [0081] Chaque cœur de distribution électrique C1, C2, C3 et C4 comprend un réseau alternatif, respectivement AC1, AC2, AC3 et AC4. Pour le cœur de distribution électrique C1, le réseau alternatif AC1 peut être alimenté par le groupe de génération électrique TG1 au travers d'un contacteur K1a, par le groupe de génération électrique TG2 au travers d'un contacteur K1b, par le réseau alternatif AC2 au travers d'un contacteur K12, par le réseau alternatif AC3 au travers d'un contacteur K13, par le réseau alternatif AC4 au travers d'un contacteur K14. Les contacteurs K1a, K1b, K12, K13 et K14 appartiennent au cœur de distribution C1. Le réseau alternatif AC1 peut être alimenté par tous les groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4 soit en direct soit par l'intermédiaire d'un autre cœur de distribution C2, C3 ou C4.
- [0082] Pour les autres cœurs de distribution électrique C2, C3 et C4, leur réseau de distribution respectif peut être alimenté, comme pour le cœur de distribution électrique C1, par tous groupes de génération électrique TG1, TG2, TG3 et TG4, soit en direct soit par l'intermédiaire d'un autre des cœurs de distribution électrique.
- [0083] Les réseaux alternatifs AC1 et AC2 permettent d'alimenter des charges appelées « charges côté droit ». De même, les réseaux alternatifs AC3 et AC4 permettent d'alimenter des charges appelées « charges côté gauche ».
- [0084] En cas de panne d'un des cœurs de distribution électrique, celui-ci peut être complètement isolé au moyen de contacteurs appartenant aux autres cœurs. Par exemple, en cas de défaillance du cœur C1 et notamment un court-circuit du contacteur K14, la connexion entre les réseaux alternatifs AC1 et AC4 peut être interrompue par le contacteur K41 du cœur de distribution électrique C4. De façon plus générale, les liaisons entre

les différents réseaux alternatifs sont assurées au moyen de deux contacteurs en série, l'un situé dans le cœur auquel appartient le premier réseau et l'autre situé le cœur auquel appartient le second réseau. Toujours en cas de défaillance du cœur C1 et en l'absence d'alimentation du réseau alternatif AC1, les charges côté gauche peuvent être alimentées par le réseau alternatif AC2.

[0085] La figure 5 illustre de façon schématique un autre exemple d'architecture électrique d'avion conforme à l'invention, l'architecture comprenant plusieurs cœurs de distribution électrique A, B, C et D adaptés, cette fois, à des groupes de génération électrique TG1 à TG4 fournissant de l'énergie électrique sous forme continue.

[0086] Chaque cœur de distribution électrique A, B, C et D comprend un réseau continu, respectivement DCA, DCB, DCC et DCD. Les charges, non représentées sur la figure 5, sont réparties sur les quatre réseaux continus DCA à DCD. Des modules de contrôle GDCU redondés appartiennent également à l'architecture et ne sont pas représentés.

[0087] Comme dans l'architecture représentée sur la figure 4, chaque groupe de génération électrique TG1 à TG4 peut alimenter en direct deux cœurs de distribution électrique. Par exemple le groupe de génération électrique TG1 peut alimenter le cœur de distribution électrique A par l'intermédiaire du contacteur K1A et le cœur de distribution électrique C par l'intermédiaire du contacteur K1C. Toujours comme dans l'architecture représentée sur la figure 4, les cœurs de distribution électrique non alimentés en direct par certains groupes de génération électrique le sont par ces mêmes groupes au travers des cœurs alimentés en direct. A cet effet, des contacteurs, non repérés sur la figure 5 pour ne pas l'alourdir, permettent de connecter entre eux les réseaux continus DCA à DCD.

[0088] Comme précédemment, il est possible d'alimenter chacun des réseaux continus DCA, DCB, DCC, DCD avec un seul ou plusieurs des groupes de génération électriques TG1 à TG4. Il est possible également d'alimenter l'ensemble des réseaux continus à partir d'un seul groupe de génération électrique en cas de perte d'un ou de plusieurs groupes de génération électriques. Il est toujours possible d'isoler complètement un des quatre cœurs de distribution électrique A, B, C et D si celui-ci devient incontrôlable.

[0089] En pratique, les deux exemples multi cœur de distribution électrique des figures 4 et 5 peuvent s'adapter à une distribution d'énergie sous forme continue, alternative et même hybride. D'autres architectures de cœur de distribution sont possibles. Le fait de décorrélérer la génération électrique des moteurs de propulsion rend les choix d'architecture beaucoup plus ouvert.

[0090] Afin d'assurer une redondance minimale des groupes de génération électrique et des cœurs de distribution électrique, chacun des groupes de génération électrique doit pouvoir alimenter au moins deux des cœurs de distribution électrique et chacun des

cœurs de distribution électrique doit pouvoir être alimenté par au moins deux des groupes de génération électrique. Ainsi en cas d'un élément défaillant parmi les groupes de génération électrique et les cœurs de distribution électrique, la production d'énergie électrique et sa distribution peut se poursuivre comme en condition nominale à condition que la puissance électrique embarquée le permette.

[0091] Au niveau des cœurs, il est avantageux de prévoir que chacun des cœurs de distribution électrique puisse échanger de l'énergie électrique avec chacun des autres cœurs de distribution électrique selon au moins deux chemins distincts. Ces deux chemins sont intéressants, par exemple dans l'architecture de la figure 5 pour pallier la perte d'un groupe de génération électrique en évitant des surcharges dans les connexions électriques entre les différents cœurs. Par exemple, en cas de perte du groupe TG1, il est avantageux de permettre l'alimentation du cœur A à la fois à partir du cœur C et du cœur D afin de mieux répartir les courants circulant du cœur C vers le cœur A et ceux circulant du cœur D vers le cœur A.

[0092] Dans les différentes architectures proposées, il est avantageux de ségréguer physiquement les différents éléments de l'architecture électrique. Par élément, on entend les groupes de génération électrique et les cœurs de distribution électrique. Ces éléments génèrent ou distribuent de fortes puissances et peuvent subir des échauffements anormaux. La ségrégation des différents éléments permet d'éviter qu'une surchauffe, ou un autre type de panne, ne se propage d'un élément à un autre. Bien que les modules de contrôle GDCU ne véhiculent pas de puissance électrique, il est avantageux de les considérer comme éléments à ségréguer afin de les protéger d'éventuelle surchauffe d'un autre élément. La ségrégation est obtenue en disposant chaque élément dans un compartiment qui lui est propre. Les compartiments sont définis en fonction de normes aéronautiques limitant la propagation de flammes.

[0093] Afin de limiter la masse du câblage reliant les groupes de génération électrique et les cœurs de distribution électrique, il est avantageux de disposer ces éléments dans une même zone de l'avion, par exemple une soute prévue pour la génération et la distribution électrique.

Revendications

- [Revendication 1] Aéronef comprenant :
- au moins une zone moteur (12, 14) et une zone fuselage (24) distincte de la zone moteur (12, 14),
 - au moins un moteur de propulsion (20, 22) à turbine à gaz situé dans la zone moteur (12, 14),
 - plusieurs groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) situés dans la zone fuselage (24), les groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) étant indépendants du moteur de propulsion (20, 22),
 - plusieurs charges électriques (Charge A... Charge N) situées dans la zone fuselage (24),
 - au moins un cœur de distribution électrique (40 ; 50 ; C1, C2, C3, C4 ; A, B, C, D) situé dans la zone fuselage (24) et recevant de l'énergie des différents groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) et délivrant de l'énergie aux différentes charges (Mi) en fonction de leur besoin pour les alimenter durant le vol de l'aéronef (10) en régime nominal.
- [Revendication 2] Aéronef selon la revendication 1, dans lequel les groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) sont au moins au nombre de trois.
- [Revendication 3] Aéronef selon l'une des revendications précédentes, dans lequel un ou plusieurs des groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) sont configurables pour délivrer de l'énergie électrique sous forme alternative ou sous forme continue.
- [Revendication 4] Aéronef selon l'une des revendications précédentes, dans lequel les groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) sont configurés pour délivrer de l'énergie électrique sous forme alternative à fréquence fixe.
- [Revendication 5] Aéronef selon la revendication 4, dans lequel la fréquence fixe de fonctionnement est de 800 Hz.
- [Revendication 6] Aéronef selon l'une des revendications précédentes, comprenant au moins un module de contrôle de la génération et de la distribution électrique (GDCU) configuré pour synchroniser plusieurs des groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) couplés et délivrant de l'énergie électrique sous forme alternative vers un même réseau de distribution d'énergie électrique.
- [Revendication 7] Aéronef selon l'une des revendications précédentes, comprenant au

moins un module de contrôle de la génération et de la distribution électrique (GDCU), pour chacun des groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) une plage de fonctionnement optimal est définie, le module de contrôle de la génération et de la distribution électrique (GDCU) étant configuré pour faire fonctionner en régime nominal un nombre de groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) parmi les groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) pour conserver les groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) en fonctionnement, chacun dans sa plage de fonctionnement optimal.

[Revendication 8] Aéronef selon l'une des revendications précédentes, dans lequel chaque groupe de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) comprend un moteur (MTi) et un générateur électrique (Gi) couplés et dans lequel le générateur électrique (Gi) est directement monté sur l'arbre du moteur (MTi) sans dispositif de désaccouplement en vol entre le moteur (MTi) et le générateur électrique (Gi).

[Revendication 9] Aéronef selon la revendication 8, dans lequel le générateur électrique (Gi) comprend une machine électrique à aimants permanents.

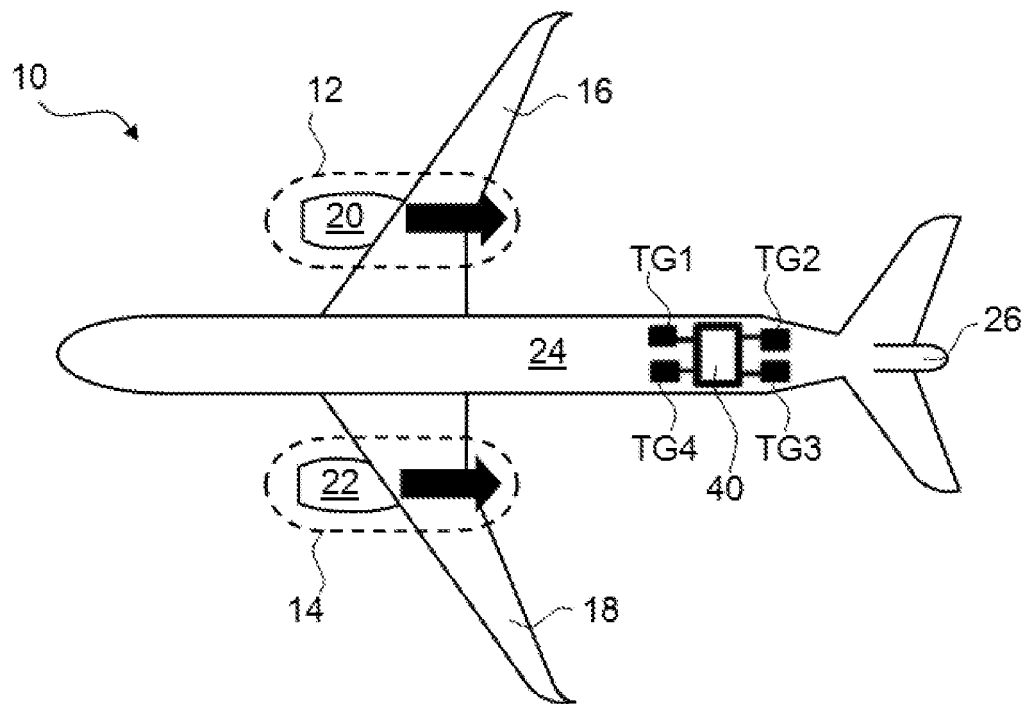
[Revendication 10] Aéronef selon l'une des revendications précédentes, dans lequel au moins un des groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) comprend un moteur thermique (MTi), un générateur électrique (Gi) entraîné par le moteur (MTi) et un réservoir de carburant (RCi) propre au moteur (MTi).

[Revendication 11] Aéronef selon la revendication 10, dans lequel le générateur électrique (Gi) est configuré pour être utilisé en moteur pour démarrer le moteur thermique (MTi).

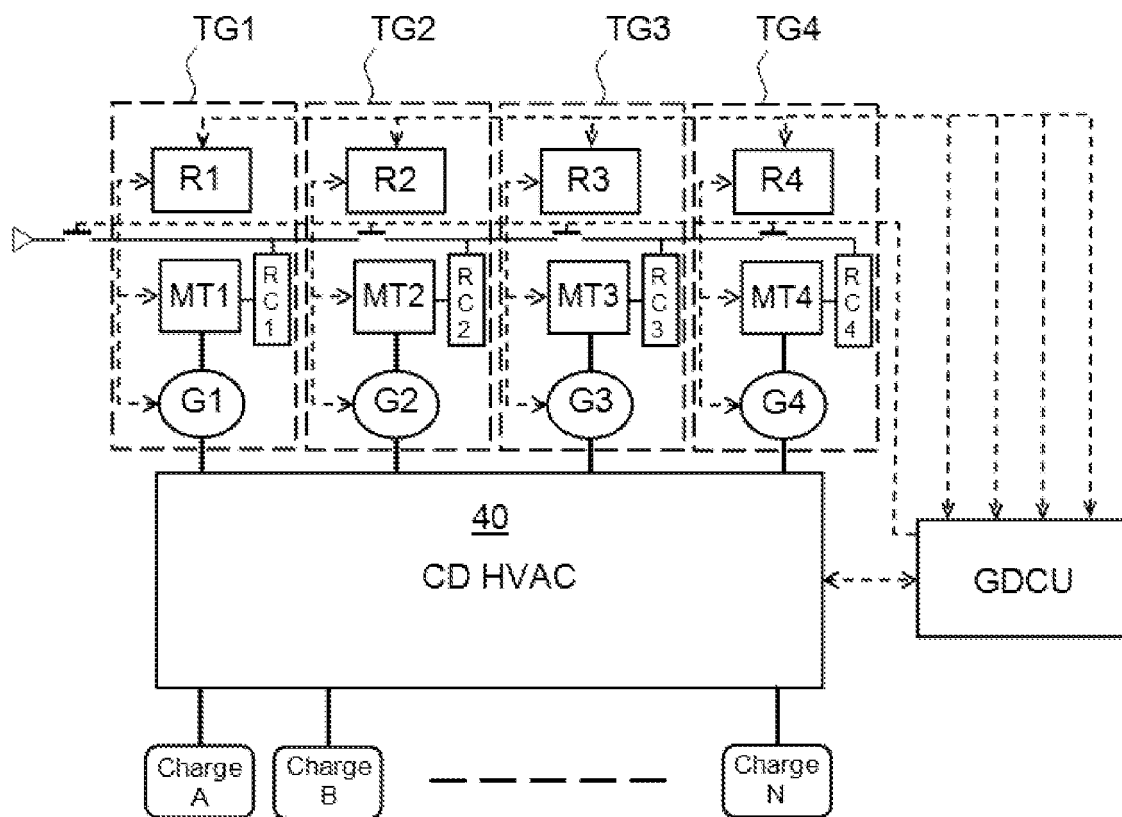
[Revendication 12] Aéronef selon l'une des revendications précédentes comprenant plusieurs cœurs de distribution électrique (C1, C2, C3, C4 ; A, B, C, D) situés dans la zone fuselage (24) et recevant de l'énergie des différents groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) et délivrant de l'énergie aux différentes charges (Charge A... Charge N) en fonction de leur besoin pour les alimenter durant le vol de l'aéronef (10) en régime nominal, chacun des groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) pouvant alimenter au moins deux des cœurs de distribution électrique (C1, C2, C3, C4 ; A, B, C, D), chacun des cœurs de distribution électrique (C1, C2, C3, C4 ; A, B, C, D) pouvant être alimenté par au moins deux des groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4).

- [Revendication 13] Aéronef selon la revendication 12, dans lequel chacun des cœurs de distribution électrique (C1, C2, C3, C4 ; A, B, C, D) peut échanger de l'énergie électrique avec chacun des autres cœurs de distribution électrique (C1, C2, C3, C4 ; A, B, C, D) selon au moins deux chemins distincts.
- [Revendication 14] Aéronef selon l'une des revendications précédentes comprenant plusieurs cœurs de distribution électrique (C1, C2, C3, C4 ; A, B, C, D) situés dans la zone fuselage (24) et recevant de l'énergie des différents groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) et délivrant de l'énergie aux différentes charges (Charge A... Charge N) en fonction de leur besoin pour les alimenter durant le vol de l'aéronef (10) en régime nominal, chacun des groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) et des cœurs de distribution électrique (C1, C2, C3, C4 ; A, B, C, D) étant disposés dans un compartiment propre, les compartiments étant regroupés dans une même zone de l'avion prévue pour la génération et la distribution électrique.
- [Revendication 15] Aéronef selon l'une des revendications précédentes dans lequel au moins un des groupes de génération électrique (TG1, TG2, TG3, TG4) comprend un système de stockage d'énergie dont le raccordement au cœur de distribution électrique est réalisé au moyen d'un convertisseur réversible et dans lequel le cœur de distribution électrique est configuré pour permettre la recharge du système de stockage d'énergie et l'utilisation de l'énergie stockée.

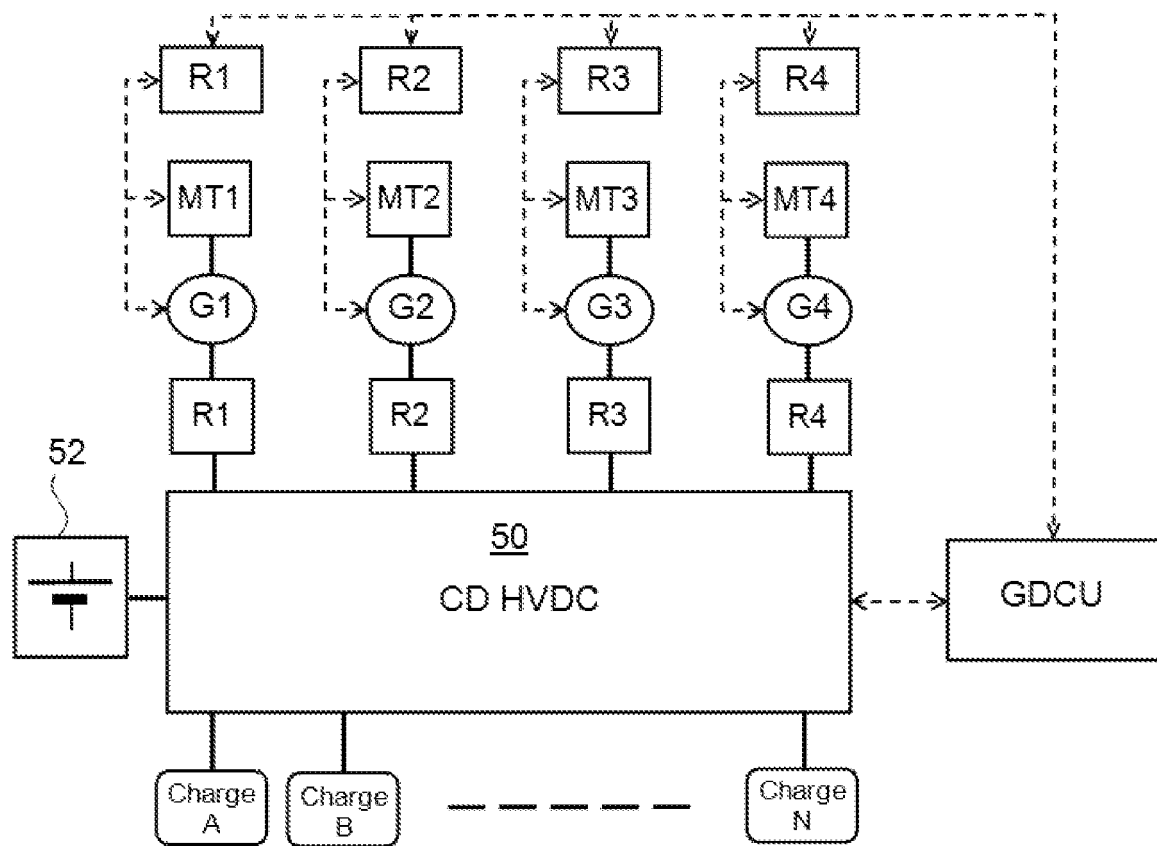
[Fig. 1]



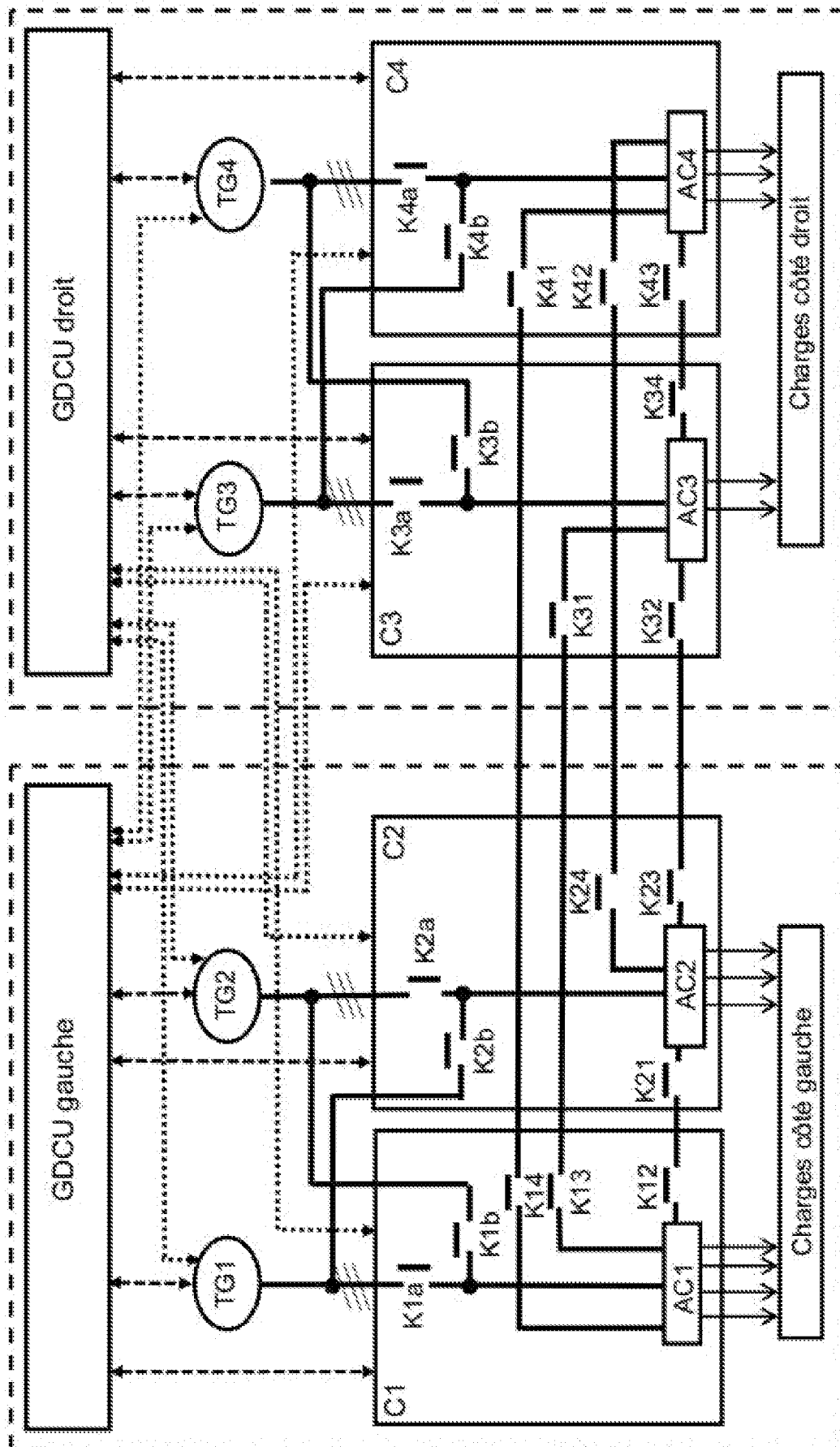
[Fig. 2]



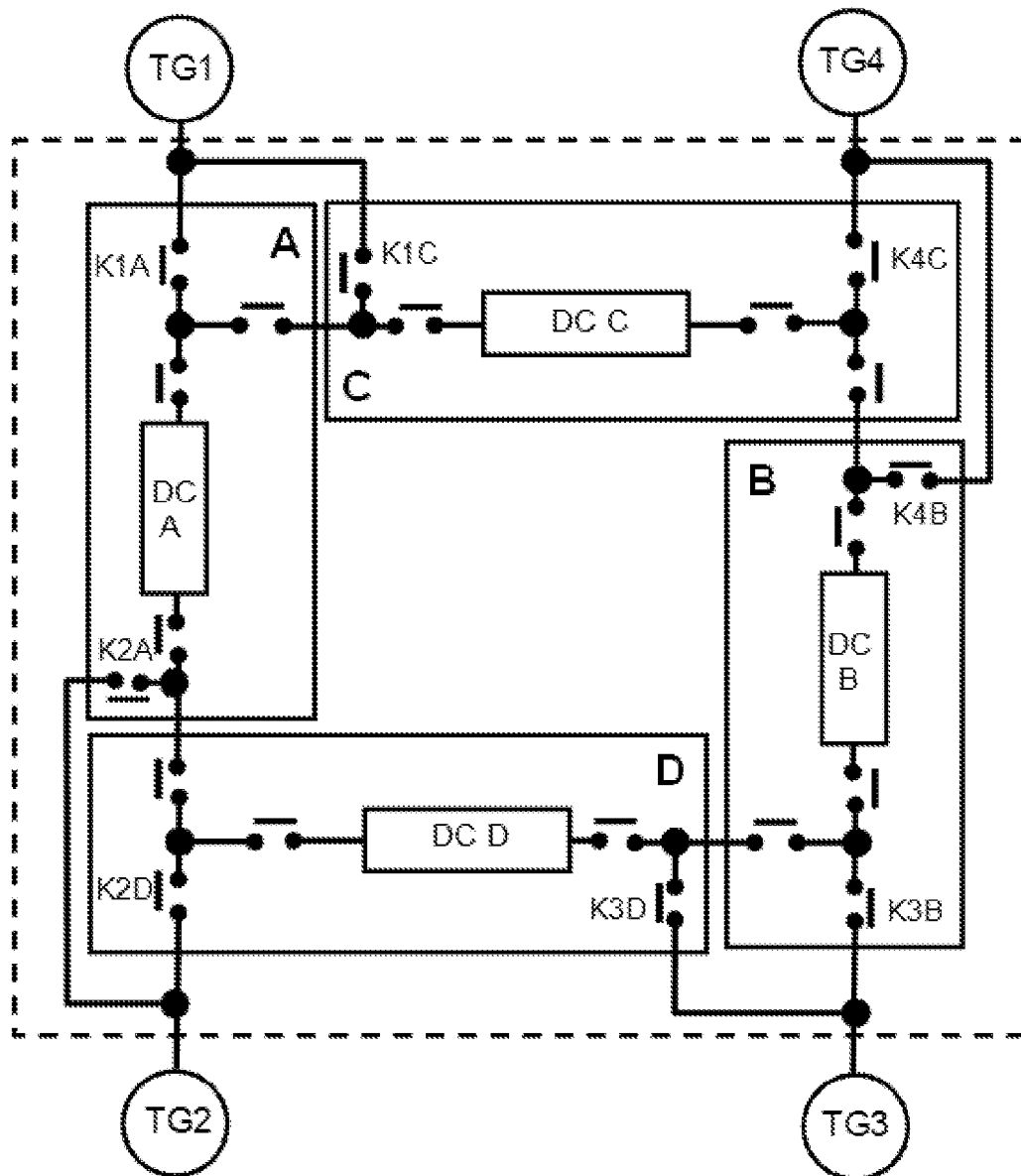
[Fig. 3]



[Fig. 4]



[Fig. 5]



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 882956
FR 2005720

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 2015/014479 A1 (BAYLISS ANDREW J [US] ET AL) 15 janvier 2015 (2015-01-15) * alinéas [0018] - [0037]; figures 2, 3 *	1-15	B64D41/00 B64D27/24
X	US 8 738 268 B2 (KARIMI KAMIAR J [US]; LIU SHENGYI [US] ET AL.) 27 mai 2014 (2014-05-27) * colonne 4, ligne 31 - colonne 15, ligne 40; revendication 1; figures 1-5 *	1-7, 12-15	
X	US 2019/023412 A1 (KRUG DAVID S [US] ET AL) 24 janvier 2019 (2019-01-24) * alinéas [0031] - [0044]; figures 2, 3 *	1	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			B64D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
10 février 2021		Lambert, Brice	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2005720 FA 882956

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.
 Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **10-02-2021**
 Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2015014479 A1	15-01-2015	US 8657227 B1	25-02-2014
		US 2015014479 A1	15-01-2015

US 8738268 B2	27-05-2014	CN 103415975 A	27-11-2013
		EP 2684270 A1	15-01-2014
		JP 6166184 B2	19-07-2017
		JP 2014516324 A	10-07-2014
		US 2012232728 A1	13-09-2012
		WO 2012121831 A1	13-09-2012

US 2019023412 A1	24-01-2019	BR 102014026920 A2	15-09-2015
		CA 2865768 A1	04-06-2015
		EP 2881329 A1	10-06-2015
		EP 3173341 A1	31-05-2017
		JP 6755637 B2	16-09-2020
		JP 2015107795 A	11-06-2015
		US 2015151847 A1	04-06-2015
		US 2019023412 A1	24-01-2019
