



(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2013/06/27
 (87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2014/01/03
 (85) Entrée phase nationale/National Entry: 2014/12/16
 (86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2013/051507
 (87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2014/001726
 (30) Priorité/Priority: 2012/06/28 (FR12/56155)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *F02K 1/76* (2006.01),
B64D 41/00 (2006.01), *H02J 4/00* (2006.01),
H02M 7/08 (2006.01)
 (71) Demandeur/Applicant:
 AIRCELLE, FR
 (72) Inventeurs/Inventors:
 MAALIOUNE, HAKIM, FR;
 NOURRISSON, ALAIN, FR
 (74) Agent: ROBIC

(54) Titre : DISPOSITIF D'INVERSION DE POUSSEE POUR UN AERONEF COMPRENANT AU MOINS DEUX
 INVERSEURS DE POUSSEE
 (54) Title: THRUST-REVERSAL DEVICE FOR AN AIRCRAFT INCLUDING AT LEAST TWO THRUST REVERSERS

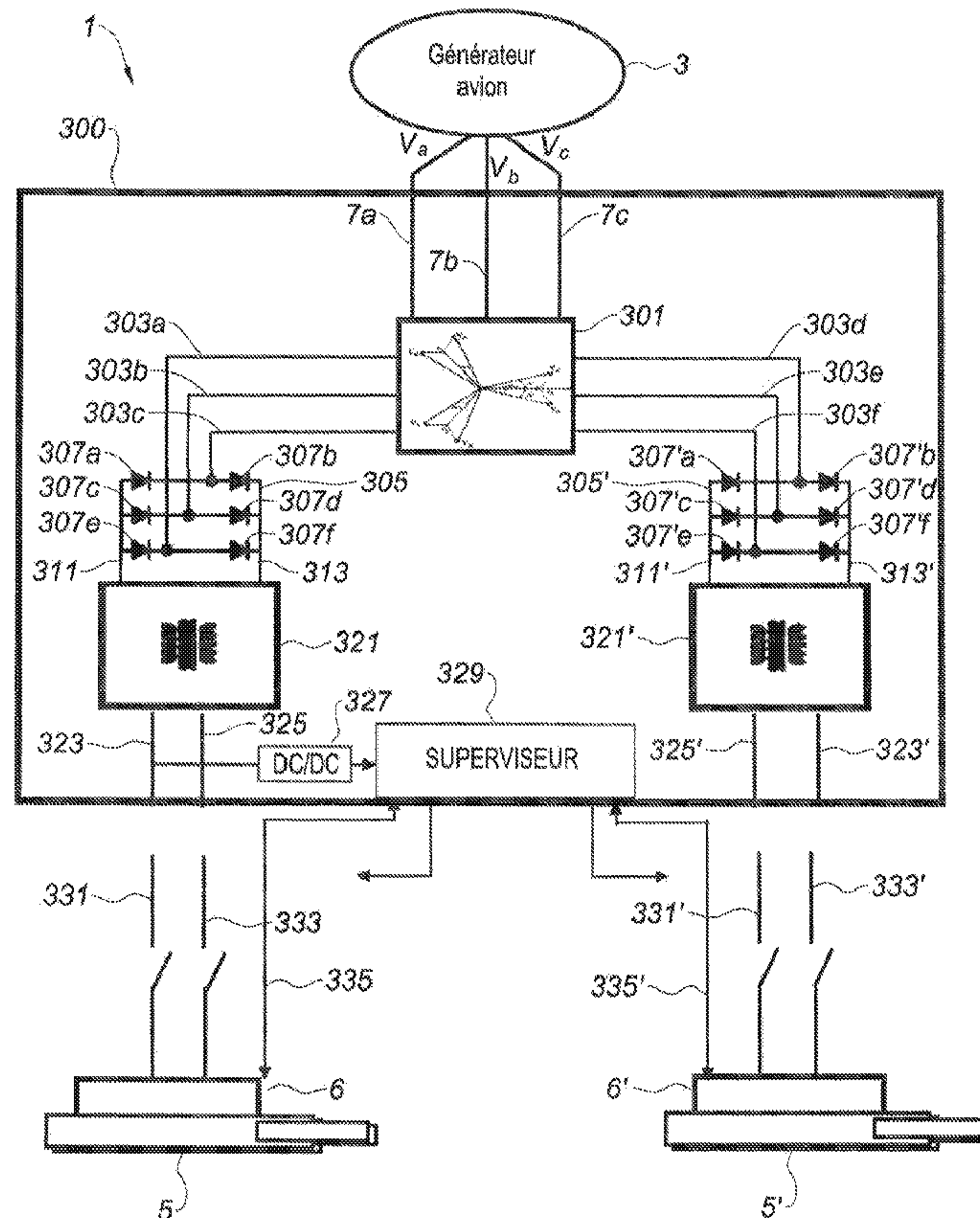


Fig. 3

(57) Abrégé/Abstract:

La présente invention se rapporte à un dispositif d'inversion de poussée pour aéronef comprenant au moins deux inverseurs de poussée comprenant un capot mobile entre une position de fermeture et d'ouverture, actionné par au moins un actionneur (5, 5')

(57) **Abrégé(suite)/Abstract(continued):**

entraîné par au moins un moteur électrique alimenté par un module de conversion de puissance unique (100, 200, 300) alimenté électriquement par une source électrique unique dudit aéronef. Le dispositif selon l'invention est remarquable en ce que le module de conversion de puissance comprend au moins un autotransformateur (301) alimenté en tension électrique alternative par la source électrique (3) et relié à au moins un étage de redressement adapté pour convertir ladite tension alternative en une tension continue, ledit étage de redressement étant relié à un étage d'équilibrage et/ou de lissage du courant adapté pour alimenter en tension continue ledit moteur électrique (6, 6') dudit actionneur (5, 5') dudit capot.

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international(43) Date de la publication internationale
3 janvier 2014 (03.01.2014)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2014/001726 A1(51) Classification internationale des brevets :
F02K 1/76 (2006.01) H02M 7/08 (2006.01)
B64D 41/00 (2006.01) H02J 4/00 (2006.01)(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2013/051507(22) Date de dépôt international :
27 juin 2013 (27.06.2013)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
12/56155 28 juin 2012 (28.06.2012) FR

(71) Déposant : AIRCELLE [FR/FR]; Route du Pont 8, F-76700 Gonfreville L'orcher (FR).

(72) Inventeurs : MAALIOUNE, Hakim; 25 Allée du Pré Fleuri, F-78630 Orgeval (FR). NOURRISSON, Alain; 807 rue de l'orme Gauthier, F-78630 Orgeval (FR).

(74) Mandataire : CABINET GERMAIN & MAUREAU; 8 avenue du Président Wilson, F-75016 Paris (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : THRUST-REVERSAL DEVICE FOR AN AIRCRAFT INCLUDING AT LEAST TWO THRUST REVERSERS

(54) Titre : DISPOSITIF D'INVERSION DE POUSSÉE POUR UN AÉRONEF COMPRENANT AU MOINS DEUX INVERSEURS DE POUSSÉE

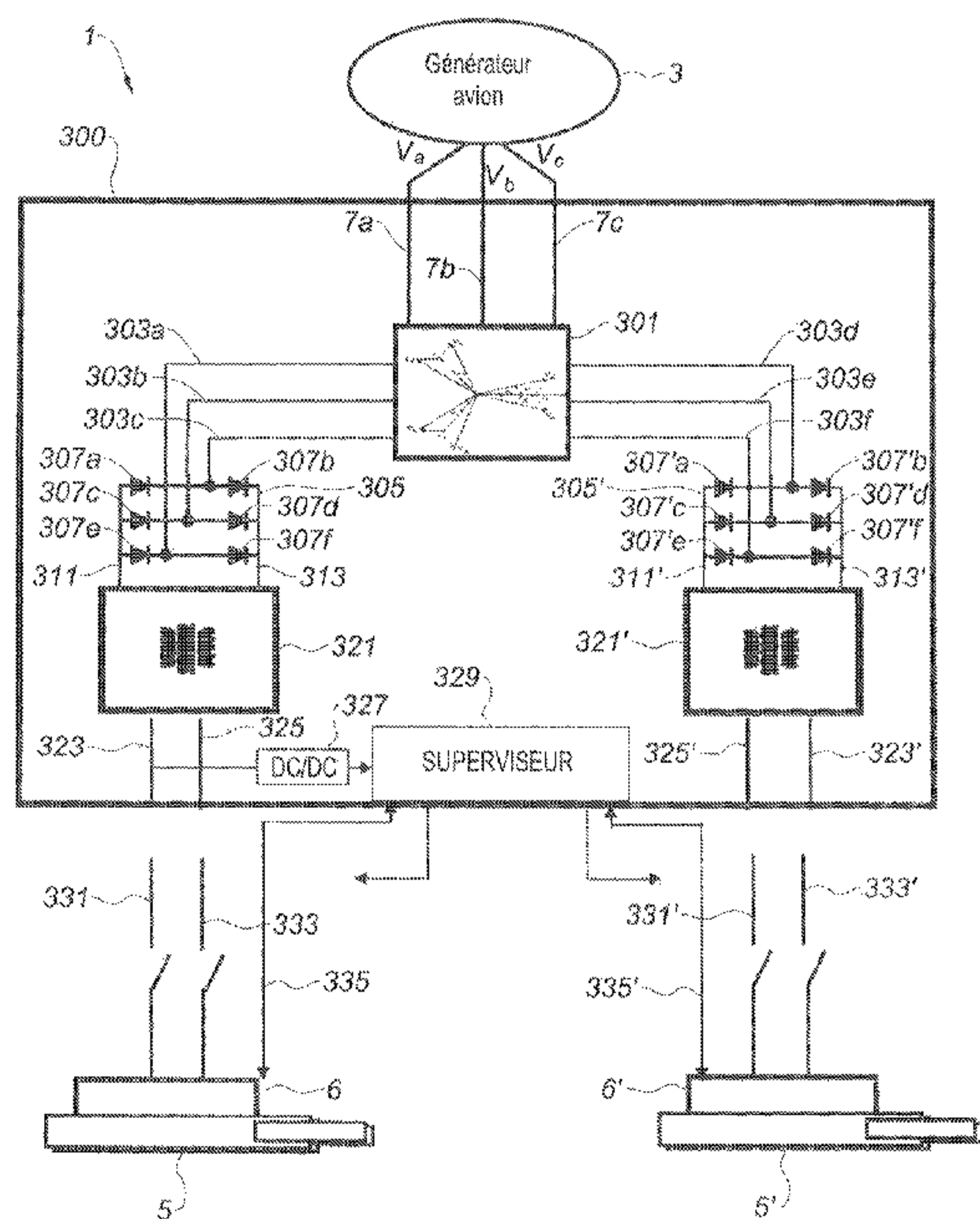


Fig. 3

3 Airplane generator
329 Supervisor

(57) Abstract : The present invention relates to a thrust-reversal device for an aircraft which includes at least two thrust reversers including a cowl which is movable between a closed position and an open position, actuated by at least one actuator (5, 5') driven by at least one electric motor powered by a single power-conversion module (100, 200, 300) supplied with electricity by a single electricity source of said aircraft. The device according to the invention is characterised in that the power-conversion module includes at least one autotransformer (301) supplied with AC electric voltage by the electricity source (3) and connected to at least one rectifier stage suitable for converting said AC voltage into DC voltage, said rectifier stage being connected to a stage for balancing and/or smoothing the current which is suitable for supplying DC voltage to said electric motor (6, 6') of said actuator (5, 5') of said cowl.

(57) Abrégé : La présente invention se rapporte à un dispositif d'inversion de poussée pour aéronef comprenant au moins deux inverseurs de poussée comprenant un capot mobile entre une position de fermeture et d'ouverture, actionné par au moins un actionneur (5, 5') entraîné par au moins un moteur électrique alimenté par un module de conversion de puissance unique (100, 200, 300) alimenté

[Suite sur la page suivante]

WO 2014/001726 A1



TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

— *avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues (règle 48.2.h)*

Publiée :

— *avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))*

électriquement par une source électrique unique dudit aéronef. Le dispositif selon l'invention est remarquable en ce que le module de conversion de puissance comprend au moins un autotransformateur (301) alimenté en tension électrique alternative par la source électrique (3) et relié à au moins un étage de redressement adapté pour convertir ladite tension alternative en une tension continue, ledit étage de redressement étant relié à un étage d'équilibrage et/ou de lissage du courant adapté pour alimenter en tension continue ledit moteur électrique (6, 6') dudit actionneur (5, 5') dudit capot.

Dispositif d'inversion de poussée pour un aéronef comprenant au moins deux inverseurs de poussée

La présente invention se rapporte à un dispositif d'inversion de
5 poussée pour un aéronef comprenant au moins deux inverseurs de poussée.

Un avion est propulsé par plusieurs turboréacteurs logés chacun dans une nacelle abritant également un ensemble de dispositifs complémentaires liés à son fonctionnement tel qu'un dispositif d'inversion de
poussée.

10 Le rôle d'un inverseur de poussée lors de l'atterrissage d'un avion est d'améliorer sa capacité de freinage en redirigeant vers l'avant au moins une partie de la poussée générée par le turboréacteur.

Dans cette phase, l'inverseur obstrue la tuyère d'éjection des gaz et dirige le flux d'éjection du moteur vers l'avant de la nacelle générant de ce
15 fait une contre poussée qui vient s'ajouter au freinage des roues de l'avion.

Les moyens mis en œuvre pour réaliser cette réorientation du flux varient selon le type d'inverseur. Quel que soit le type d'inverseur, la structure d'un inverseur comprend des capots mobiles déplaçables entre une position d'ouverture selon laquelle ils ouvrent dans la nacelle un passage destiné aux
20 flux déviés, et une position de fermeture selon laquelle ils ferment ce passage.

Ces capots mobiles peuvent remplir eux-mêmes la fonction de déviation ou plus simplement une fonction d'activation d'autres moyens de déviation tels que des volets d'obstruction de la veine.

L'actionnement de l'inverseur de poussée, donc le déplacement du
25 capot mobile, est commandé selon l'art antérieur par des vérins hydrauliques ou pneumatiques qui nécessitent un réseau de transport d'un fluide sous pression.

Ce fluide sous pression est classiquement obtenu soit par piquage d'air sur le turboréacteur dans le cas d'un système pneumatique ou
30 prélèvement sur le circuit hydraulique de l'avion dans le cas d'un système hydraulique.

La nécessité d'équipements complexes pour permettre le prélèvement d'air ou de fluide, et le réseau de transport hydraulique ou pneumatique, alourdissent considérablement le poids de l'avion.

35 De plus, de tels systèmes requièrent une maintenance importante car la moindre fuite dans le réseau hydraulique ou pneumatique peut avoir des

conséquences dommageables tant sur l'inverseur que sur d'autres parties de la nacelle.

Pour pallier ces inconvénients, les constructeurs d'inverseurs de poussée ont cherché à les remplacer par des systèmes d'actionnement électrique.

Chaque inverseur de poussée est alimenté en énergie électrique par une source électrique de l'avion. Chacune des sources électriques est reliée à un module de conversion de puissance assurant la conversion de la tension alternative délivrée par la source électrique en une tension continue.

Un premier inconvénient de ce type d'architecture est relatif au nombre de lignes électriques nécessaires au fonctionnement des systèmes d'actionnement des inverseurs de poussée, l'avion ne proposant généralement qu'un nombre restreint de lignes électriques.

Un second inconvénient provient du fait que les systèmes d'actionnement des inverseurs de poussée sont ségrégués. En effet, lorsque les différents inverseurs de poussée ne se déploient pas simultanément ou qu'un seul inverseur se déploie, c'est au pilote de s'assurer que l'inverseur non déployé a une poussée minimale sur le turboréacteur correspondant.

On connaît de l'art antérieur la demande de brevet EP 2 236 413 qui fait référence à une source avion alimentant un module de conversion de puissance, qui distribue l'alimentation à plusieurs actionneurs.

Toutefois, une telle architecture électrique est adaptée pour des actionneurs pouvant être alimentés séquentiellement mais n'est pas conformée pour une utilisation spécifique aux actionneurs d'inverseurs de poussée devant être alimentés en même temps avec un minimum de dissymétrie de puissance entre chaque actionneur.

Ainsi, il existe un besoin de mutualiser les fonctions de déploiement des inverseurs de poussée de l'avion tout en limitant le nombre de lignes électriques nécessaires à la mutualisation de ces fonctions.

La présente invention a pour but de résoudre les inconvénients précités de l'art antérieur, et se rapporte à cet effet à un dispositif d'inversion de poussée pour un aéronef comprenant au moins deux inverseurs de poussée, chacun desdits inverseurs de poussée comprenant au moins un capot monté mobile entre une position de fermeture et une position d'ouverture, ledit capot étant actionné par au moins un actionneur apte à être entraîné par au moins un moteur électrique, lesdits moteurs électriques étant

alimentés électriquement par un module de conversion de puissance unique alimenté électriquement par une source électrique unique dudit aéronef, ledit dispositif étant remarquable en ce que le module de conversion de puissance comprend au moins un autotransformateur alimenté en tension électrique alternative par la source électrique dudit aéronef et relié à au moins un étage de redressement adapté pour convertir ladite tension alternative en une tension continue, ledit étage de redressement étant relié à un étage d'équilibrage et/ ou de lissage du courant adapté pour alimenter en tension continue ledit moteur électrique dudit actionneur dudit capot d'inverseur de poussée.

10 Ainsi, en prévoyant un unique module de conversion de puissance adapté pour alimenter électriquement les actionneurs de chaque inverseur de poussée, l'alimentation dudit module est réalisée par une unique source électrique du réseau de l'avion, ce qui permet de limiter le nombre de sources électriques nécessaires à l'alimentation des actionneurs tout en limitant les harmoniques de courant sur cette source électrique du réseau avion.

15 De plus, en regroupant dans un unique module l'ensemble des composants nécessaires pour alimenter tous les actionneurs des inverseurs de poussée, le dispositif d'inversion de poussée est simplifié.

20 Selon un premier mode de réalisation, le module de conversion de puissance comprend deux autotransformateurs, chacun étant alimenté en tension électrique alternative par ladite source électrique dudit aéronef, chacun desdits autotransformateurs comprenant des sorties déphasées et reliées à au moins deux circuits redresseurs, chacun desdits circuits redresseurs d'un même autotransformateur étant relié à une unique inductance d'interphase au moins adaptée pour équilibrer les courants et pour délivrer une tension continue alimentant au moins un moteur électrique d'un actionneur du capot d'un inverseur de poussée.

30 Selon un deuxième mode de réalisation, le module de conversion de puissance comprend deux autotransformateurs alimentés en tension électrique alternative par ladite source électrique dudit aéronef, et chacun desdits autotransformateurs comprenant des sorties déphasées et reliées à au moins un circuit redresseur, chacun desdits circuits redresseurs d'un même autotransformateur étant relié à une inductance DC couplée au moins adaptée pour lisser le courant et délivrer une tension continue alimentant au moins un moteur électrique d'un actionneur du capot d'un inverseur de poussée.

35

Ainsi, selon ce mode de réalisation de l'invention, le module de conversion de puissance comprend au total deux circuits redresseurs, ce qui permet de réduire sensiblement le poids de l'ensemble par rapport au premier mode de réalisation.

5 Selon un troisième mode de réalisation, le module de conversion de puissance comprend un unique autotransformateur alimenté en tension électrique alternative par ladite source électrique dudit aéronef, ledit autotransformateur comprenant deux sorties déphasées reliées à au moins deux circuits redresseurs, chacun desdits circuits redresseurs étant relié à une
10 inductance DC couplée au moins adaptée pour lisser le courant et pour délivrer une tension continue alimentant au moins un moteur électrique d'un actionneur du capot d'un inverseur de poussée.

Grâce à ce troisième mode de réalisation, le poids du module de conversion de puissance est sensiblement réduit en ce qu'il comprend un
15 unique autotransformateur.

Selon une caractéristique, au moins un circuit redresseur du module de conversion de puissance comprend un pont de diodes comprenant au moins six diodes.

20 Selon une autre caractéristique de l'invention, le module de conversion de puissance comprend en outre au moins un superviseur adapté pour surveiller et pour contrôler les actionneurs des capots desdits inverseurs de poussée, ledit superviseur étant alimenté en tension continue par lesdites inductances.

25 D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention apparaîtront à la lecture de la description qui va suivre et à l'examen des figures ci-annexées, dans lesquelles :

- la figure 1 illustre de façon schématique le dispositif d'inversion de poussée d'un aéronef selon l'invention, comprenant deux
30 inverseurs de poussée alimentés par le module de conversion de puissance selon un premier mode de réalisation ;
- la figure 2 illustre le dispositif d'inversion de poussée selon l'invention, le module de conversion de puissance étant représenté selon un deuxième mode de réalisation ;

- la figure 3 illustre le dispositif d'inversion de poussée selon l'invention, le module de conversion de puissance étant représenté selon un troisième mode de réalisation.

5 Sur l'ensemble des figures, des références identiques ou analogues désignent des organes ou ensembles d'organes identiques ou analogues.

On se réfère à la figure 1, illustrant l'ensemble de gestion électrique 1 des inverseurs de poussée d'un aéronef, le module de conversion de
10 puissance étant représenté selon un premier mode de réalisation.

Un tel ensemble de gestion électrique comprend un module de conversion de puissance 100 alimenté en entrée par une source électrique 3 de l'avion, et relié en sortie à deux actionneurs 5 et 5', chacun étant adapté pour actionner le capot d'inverseur alternativement entre une position
15 d'ouverture et une position de fermeture. Typiquement, un actionneur comprend une carte d'électronique de puissance, par exemple un onduleur, permettant la gestion du moteur électrique 6, 6' de chaque actionneur.

La source électrique 3 délivre une tension alternative triphasée Va, Vb, Vc sur des conducteurs d'entrée 7a, 7b et 7c qu'il convient de convertir en
20 tension continue.

Le module de conversion de puissance 100 comprend deux autotransformateurs 101 et 101', chacun étant relié aux trois conducteurs d'entrée 7a à 7c de la source électrique 3 de l'avion.

Typiquement, les autotransformateurs 101 et 101' comprennent
25 chacun un bobinage primaire et deux bobinages secondaires (non représentés) déphasés dans le but de réduire les harmoniques de courant sur l'unique source électrique du réseau avion.

De façon connue, le bobinage primaire comprend trois enroulements primaires, d'une part reliés entre eux, et d'autre part reliés aux
30 conducteurs d'entrée 7a, 7b et 7c.

Le bobinage secondaire comprend quant à lui six enroulements secondaires reliés à six conducteurs de sortie 103a à 103f, les conducteurs 103a, 103b, 103c étant reliés à un pont redresseur 105, et les conducteurs 103d, 103e, 103f étant reliés à un pont redresseur 107.

35 Les configurations des bobinages primaires et secondaires peuvent varier selon les besoins de l'invention. Par exemple, les bobinages primaires et

secondaires peuvent indifféremment avoir une configuration en étoile, en triangle ou mixte, et les bobinages secondaires peuvent être déphasés.

Le pont redresseur 105 comprend six diodes 109a à 109f, et délivre une tension continue entre les sorties 111 et 113. Le pont redresseur 107
5 comprend également six diodes 115a à 115f et délivre une tension continue entre les sorties 117 et 119.

Les sorties 111, 113, 117, 119 sont reliées à une inductance d'interphase 121 afin de permettre l'équilibrage des ponts redresseurs.

L'inductance d'interphase délivre une tension continue entre les
10 sorties 123 et 125.

De la même manière de ce qui vient d'être décrit pour l'autotransformateur 101, l'autotransformateur 101' est également relié à deux ponts redresseurs 105' et 107' de même configuration que les ponts redresseurs 105 et 107. Les ponts redresseurs 105' et 107' délivrent deux
15 tensions continues respectivement entre les sorties 111' et 113', et 117' et 119', reliées à une inductance d'interphase 121'. L'inductance d'interphase 121' délivre une tension continue entre les sorties 123' et 125'.

Les inductances d'interphase 121 et 121' alimentent respectivement en tension continue les actionneurs 5 et 5' de chaque inverseur
20 de poussée.

Comme représenté, la tension continue délivrée par l'inductance d'interphase 121 alimente un convertisseur DC/DC 127 qui permet de réduire la tension en sortie de l'inductance afin d'alimenter un superviseur unique 129.

A titre d'exemple, l'inductance d'interphase délivre une tension de
25 sortie de - 135 volts / + 135V. Le convertisseur DC/DC permet de réduire la tension de sortie à une tension de l'ordre de 28 volts.

Le superviseur 129 permet de surveiller et de contrôler les actionneurs des inverseurs de poussée et le convertisseur AC/DC.

Les deux tensions continues des sorties 123, 125 et 123', 125' du
30 convertisseur de puissance 100 alimentent chaque actionneur 5 et 5' grâce à deux contacteurs ou « SSPC » 131, 133, et 131', 133' contrôlés par une commande de l'avion.

Ces contacteurs permettent d'avoir une ligne de défense de puissance et sont contrôlés par l'avion.

35 Plus précisément, le superviseur reçoit des ordres de commande de l'unité de contrôle du moteur électrique de l'actionneur et gère le suivi de la

trajectoire pendant l'ouverture et la fermeture des capots des inverseurs de poussée.

Le superviseur renvoie également à l'unité de contrôle du turboréacteur l'état de l'ensemble comprenant le module de conversion de puissance 100, les actionneurs 5 et 5' des capots d'inverseurs, et les contacteurs 131, 133, 131', 133'.

Le superviseur 129 transmet les ordres de commandes aux actionneurs 5 et 5' via un bus de terrain 135, 135'.

On se réfère maintenant à la figure 2, illustrant l'ensemble de gestion électrique 1, le module de conversion de puissance étant représenté selon un deuxième mode de réalisation.

L'ensemble de gestion électrique 1 comprend un module de conversion de puissance 200 comprenant deux autotransformateurs 201 et 201'.

Le module de conversion de puissance 200 est alimenté en entrée par la source électrique 3 de l'avion et relié en sortie aux actionneurs 5 et 5' des inverseurs de poussée équipant chaque nacelle de turboréacteur de l'aéronef.

La source électrique 3 délivre une tension alternative triphasée V_a , V_b , V_c , respectivement sur les conducteurs d'entrée 7a, 7b et 7c qu'il convient de convertir en tension continue.

Les autotransformateurs 201 et 201' comprennent chacun un bobinage primaire et un bobinage secondaire (non représentés).

Le bobinage primaire comprend trois enroulements primaires, d'une part reliés entre eux, et d'autre part reliés aux conducteurs d'entrée 7a, 7b et 7c.

Chaque enroulement primaire reçoit respectivement une tension alternative V_{2a} , V_{2b} et V_{2c} . Le bobinage secondaire comprend quant à lui trois enroulements secondaires reliés à trois conducteurs de sortie 203a à 203c reliés à un pont redresseur 205.

Les configurations des bobinages primaires et secondaires peuvent varier selon les besoins de l'invention. Par exemple, les bobinages primaires et secondaires peuvent avoir une configuration en étoile, en triangle ou mixte, et les bobinages secondaires peuvent être déphasés.

Le pont redresseur 205 comprend six diodes 209a à 209f, et délivre une tension continue entre les sorties 211 et 213.

Les sorties 211 et 213 sont reliées à une inductance DC couplée 221 permettant le lissage du courant du pont redresseur.

L'inductance DC couplée 221 délivre une tension continue entre les sorties 223 et 225.

5 De la même manière de ce qui vient d'être décrit pour l'autotransformateur 201, l'autotransformateur 201' comprend trois enroulements primaires recevant chacun une tension alternative V'_{2a} , V'_{2b} et V'_{2c} .

10 Le bobinage secondaire comprend trois enroulements secondaires reliés à trois conducteurs de sortie 203'a à 203'c reliés à un pont redresseur 205' de même configuration que le pont redresseur 205 et délivrant une tension continue entre les sorties 211' et 213'.

Les sorties 211' et 213' sont reliées à une inductance DC couplée 221' permettant le lissage du courant du pont redresseur.

15 L'inductance DC couplée délivre une tension continue entre les sorties 223' et 225'.

Les inductances DC couplées 221 et 221' alimentent respectivement en tension continue les actionneurs 5 et 5' de chaque inverseur de poussée.

20 Les sorties 203a à 203c sont déphasées par rapport aux sorties 203'a à 203'c et adaptées pour limiter les harmoniques de courant sur la source électrique du réseau de l'avion.

Comme représenté, la tension continue délivrée par l'inductance DC couplée 221 alimente un convertisseur DC/DC 227 qui permet de réduire la tension en sortie de l'inductance afin d'alimenter un superviseur unique 229, dont le fonctionnement est similaire à celui décrit pour le premier mode de réalisation. A titre d'exemple, l'inductance DC couplée délivre une tension de sortie de - 135 volts / +135V. Le convertisseur DC/DC permet de réduire la tension de sortie à une tension de l'ordre de 28 volts.

30 Le superviseur 229 permet de surveiller et de contrôler les actionneurs des inverseurs de poussée et le convertisseur AC/DC.

Les deux tensions continues des sorties 223, 225 et 223', 225' du convertisseur de puissance 200 alimentent chaque actionneur 5 et 5' grâce à deux contacteurs ou « SSPC » 231, 233, 231', 233'.

35 Ces contacteurs permettent d'avoir une ligne de défense de puissance et sont contrôlés par l'avion.

Comme précédemment décrit, le superviseur reçoit des ordres de commande de l'unité de contrôle du moteur électrique de l'actionneur et gère le suivi de la trajectoire pendant l'ouverture et la fermeture des capots des inverseurs de poussée.

5 Le superviseur renvoie également à l'unité de contrôle du turboréacteur l'état de l'ensemble comprenant le module de conversion de puissance 200, les actionneurs 5 et 5' des capots d'inverseurs, et les contacteurs 231, 233, 231', 233'.

10 Le superviseur 229 transmet les ordres de commandes aux actionneurs 5 et 5' via un bus de terrain 235, 235'.

On se réfère à présent à la figure 3, illustrant l'ensemble de gestion électrique 1, le module de conversion de puissance étant représenté selon un troisième mode de réalisation, selon lequel le module de conversion de puissance 300 comprend un unique autotransformateur 301, de puissance
15 égale au double de la puissance des autotransformateurs 101, 101', 201 et 201'.

Le module de conversion de puissance 300 est alimenté en entrée par la source électrique 3 de l'avion et relié en sortie aux actionneurs 5 et 5' des inverseurs de poussée équipant chaque nacelle de turboréacteur de
20 l'aéronef.

La source électrique 3 délivre une tension alternative triphasée Va, Vb, Vc sur des conducteurs d'entrée 7a, 7b et 7c qu'il convient de convertir en tension continue.

25 L'autotransformateur 301 comprend un bobinage primaire et deux bobinages secondaires déphasés et adaptés pour réduire les harmoniques de courant sur l'unique source électrique du réseau avion (non représentés). Le bobinage primaire comprend trois enroulements primaires, d'une part reliés entre eux, et d'autre part reliés aux conducteurs d'entrée 7a, 7b et 7c.

Le bobinage secondaire comprend six enroulements secondaires
30 reliés à six conducteurs de sortie 303a à 303f.

Les configurations des bobinages primaires et secondaires peuvent varier selon les besoins de l'invention. Par exemple, les bobinages primaires et secondaires peuvent avoir une configuration en étoile, en triangle ou mixte, et les bobinages secondaires peuvent être déphasés.

Les conducteurs de sortie 303a, 303b, 303c sont reliés à un pont redresseur 305, et les conducteurs de sortie 303d, 303e, 303f sont reliés à un pont redresseur 305'.

Les ponts redresseurs 305 et 305' comprennent chacun respectivement 6 diodes 307a à 307f et 307'a à 307'f, et délivrent chacun une tension continue entre les sorties 311 et 313, et 311' et 313'.

Les sorties 311 et 313 sont reliées à une inductance DC couplée 321 et les sorties 311', 313' sont reliées à une inductance couplée 321', les inductances 321 et 321' permettant l'équilibrage et le lissage des courants des ponts redresseurs 305 et 305'.

Les inductances DC couplées 321 et 321' délivrent chacune une tension continue entre les sorties 323, 325 et 323', 325', alimentant respectivement en tension continue les actionneurs 5 et 5' de chaque inverseur de poussée.

Comme représenté, la tension continue délivrée par l'inductance DC couplée 321 alimente un convertisseur DC/DC 327 qui permet de réduire la tension en sortie de l'inductance afin d'alimenter un superviseur unique 329, dont le fonctionnement est similaire à celui décrit pour les premier et deuxième modes de réalisation. Le superviseur 329 permet de surveiller et de contrôler les actionneurs des inverseurs de poussée et le convertisseur AC/DC. A titre d'exemple, l'inductance couplée délivre une tension de sortie de - 135 volts / +135V. Le convertisseur DC/DC permet de réduire la tension de sortie à une tension de l'ordre de 28 volts.

Les deux tensions continues des sorties 323, 325 et 323', 325' du convertisseur de puissance 300 alimentent chaque actionneur 5 et 5' grâce à deux contacteurs ou « SSPC » 331, 333, 331', 333'.

Ces contacteurs permettent d'avoir une ligne de défense de puissance et sont contrôlés par l'avion.

Comme précédemment décrit, le superviseur reçoit des ordres de commande de l'unité de contrôle du moteur électrique de l'actionneur et gère le suivi de la trajectoire pendant l'ouverture et la fermeture des capots des inverseurs de poussée.

Le superviseur renvoie également à l'unité de contrôle du turboréacteur l'état de l'ensemble comprenant le module de conversion de puissance 300, les actionneurs 5 et 5' des capots d'inverseurs, et les contacteurs 331, 333, 331', 333'.

Le superviseur 229 transmet les ordres de commandes aux actionneurs 5 et 5' via un bus de terrain 335, 335'.

Grâce à la présente invention, l'intégralité des composants nécessaires à la conversion de puissance est regroupée dans un boîtier unique. Ainsi, une seule source électrique du réseau avion est nécessaire à l'alimentation des actionneurs des inverseurs de poussée de l'avion, ce qui simplifie considérablement les architectures électriques d'actionnement des inverseurs de poussée.

10 Les modules de conversion de puissance 200 et 300 du deuxième et du troisième mode de réalisation permettent de diviser le nombre de ponts de diodes par deux par rapport au premier mode de réalisation, ce qui entraîne une réduction du poids de l'ensemble. En outre, le module de conversion de puissance selon le troisième mode de réalisation présente un poids réduit en
15 ce que le module de conversion de puissance comprend un autotransformateur unique.

En outre, l'architecture de la présente invention permet également d'atténuer les distorsions harmoniques sur le réseau.

Le module de conversion de puissance est positionné dans le fuselage de l'avion, disposition particulièrement avantageuse pour les petits avions, lorsque les turboréacteurs sont solidaires du fuselage.

L'ensemble de gestion électrique a été décrit en référence à l'alimentation de deux actionneurs d'inverseurs de poussée. Il est cependant tout à fait possible d'adapter le module de conversion de puissance pour un
25 nombre supérieur d'actionneurs d'inverseurs de poussée.

En outre, l'ensemble de la description a été faite en référence à un module de conversion de puissance comprenant un système dit à « 12 pulses », c'est-à-dire que le module de conversion de puissance comprend 12 diodes par autotransformateur. Cependant, le module de conversion de
30 puissance peut indifféremment comprendre un système 18 pulses, 24 pulses, etc. si l'homme du métier y trouve un intérêt particulier.

REVENDEICATIONS

1. Dispositif d'inversion de poussée pour un aéronef comprenant au moins deux inverseurs de poussée, chacun desdits inverseurs de poussée
5 comprenant au moins un capot monté mobile entre une position de fermeture et une position d'ouverture, ledit capot étant actionné par au moins un actionneur (5, 5') apte à être entraîné par au moins un moteur électrique (6, 6'), lesdits moteurs électriques étant alimentés électriquement par un module de conversion de puissance unique (100, 200, 300) alimenté électriquement par
10 une source électrique unique (3) dudit aéronef, ledit dispositif étant caractérisé en ce que le module de conversion de puissance (100, 200, 300) comprend au moins un autotransformateur (101, 101', 201, 201', 301) alimenté en tension électrique alternative par la source électrique (3) dudit aéronef et relié à au moins un étage de redressement adapté pour convertir ladite tension
15 alternative en une tension continue, ledit étage de redressement étant relié à un étage d'équilibrage et/ ou de lissage du courant adapté pour alimenter en tension continue ledit moteur électrique (6, 6') dudit actionneur (5, 5') dudit capot d'inverseur de poussée.

20 2. Dispositif d'inversion de poussée selon la revendication 1, caractérisé en ce que le module de conversion de puissance (100) comprend deux autotransformateurs (101, 101'), chacun étant alimenté en tension électrique alternative par ladite source électrique (3) dudit aéronef, chacun desdits autotransformateurs comprenant des sorties déphasées et reliées à au
25 moins deux circuits redresseurs (105, 107, 105', 107'), chacun desdits circuits redresseurs d'un même autotransformateur étant relié à une unique inductance d'interphase (121, 121') au moins adaptée pour équilibrer les courants et pour délivrer une tension continue alimentant au moins un moteur électrique (6, 6') d'un actionneur (5, 5') du capot d'un inverseur de poussée.

30 3. Dispositif d'inversion de poussée selon la revendication 1, caractérisé en ce que le module de conversion de puissance (200) comprend deux autotransformateurs (201, 201') alimentés en tension électrique alternative par ladite source électrique (3) dudit aéronef, et chacun desdits
35 autotransformateurs comprenant des sorties déphasées et reliées à au moins un circuit redresseur (205, 205'), chacun desdits circuits redresseurs d'un même autotransformateur étant relié à une inductance DC couplée (221, 221')

au moins adaptée pour lisser le courant et pour délivrer une tension continue alimentant au moins un moteur électrique (6, 6') d'un actionneur (5, 5') du capot d'un inverseur de poussée.

5 4. Dispositif d'inversion de poussée selon la revendication 1, caractérisé en ce que le module de conversion de puissance (300) comprend un unique autotransformateur (301) alimenté en tension électrique alternative par ladite source électrique (3) dudit aéronef, ledit autotransformateur comprenant deux sorties déphasées reliées à au moins deux circuits
10 redresseurs (305, 305'), chacun desdits circuits redresseur étant relié à une inductance DC couplée (321, 321') au moins adaptée pour lisser la courant et pour délivrer une tension continue alimentant au moins un moteur électrique (6, 6') d'un actionneur (5, 5') du capot d'un inverseur de poussée.

15 5. Dispositif d'inversion de poussée selon l'une quelconque des revendications 3 ou 4, caractérisé en ce que le circuit redresseur (105, 105', 107, 107', 205, 205', 305, 305') du module de conversion de puissance (100, 200, 300) comprend un pont de diodes comprenant au moins six diodes.

20 6. Dispositif d'inversion de poussée selon l'une quelconque des revendications 1 à 5 caractérisé en ce que le module de conversion de puissance (100, 200, 300) comprend en outre au moins un superviseur (129, 229, 329) adapté pour surveiller et pour contrôler les actionneurs (5, 5') des capots desdits inverseurs de poussée, ledit superviseur étant alimenté en
25 tension continue par lesdites inductances (121, 121', 221, 221', 321, 321').

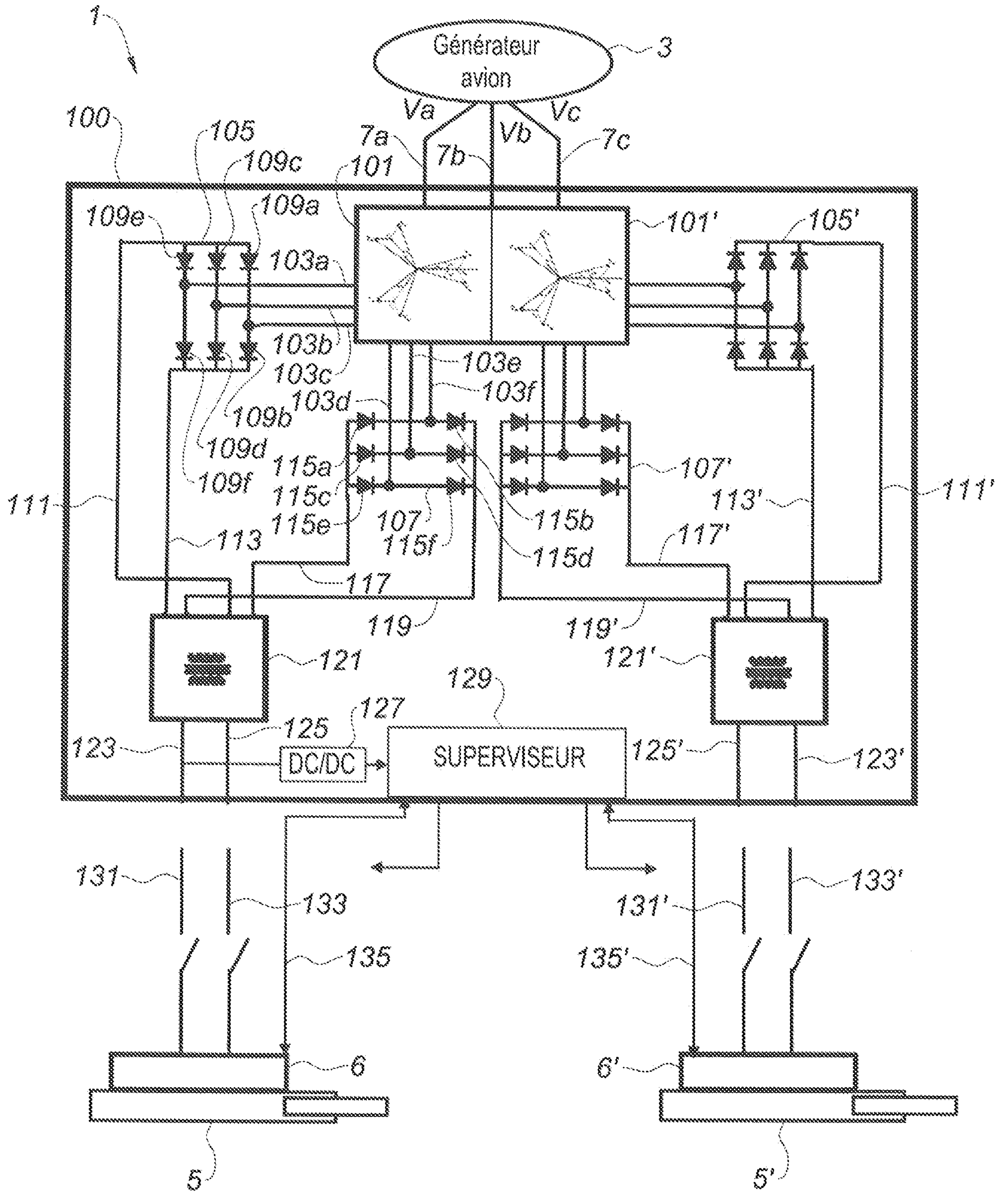


Fig. 1

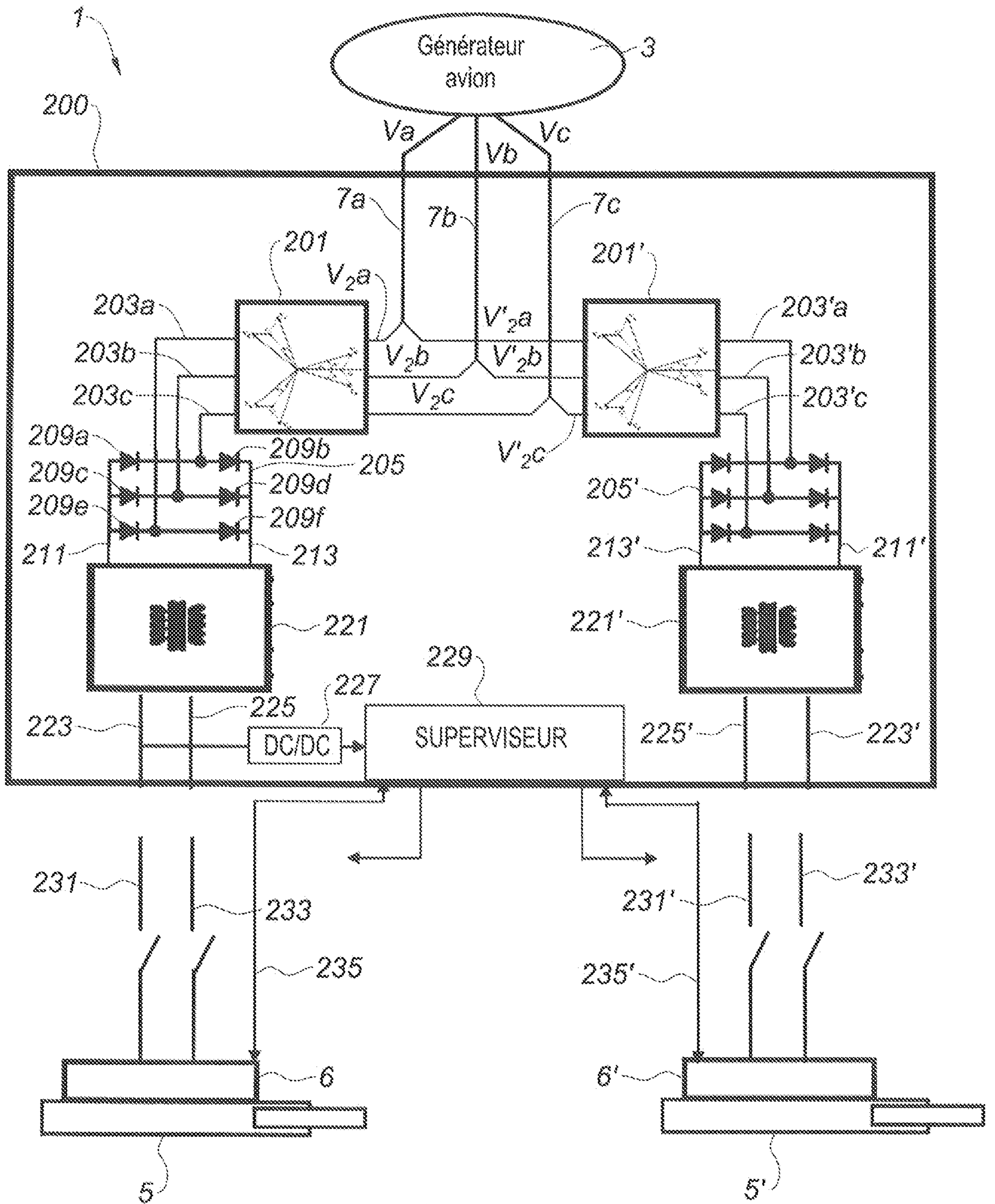


Fig. 2

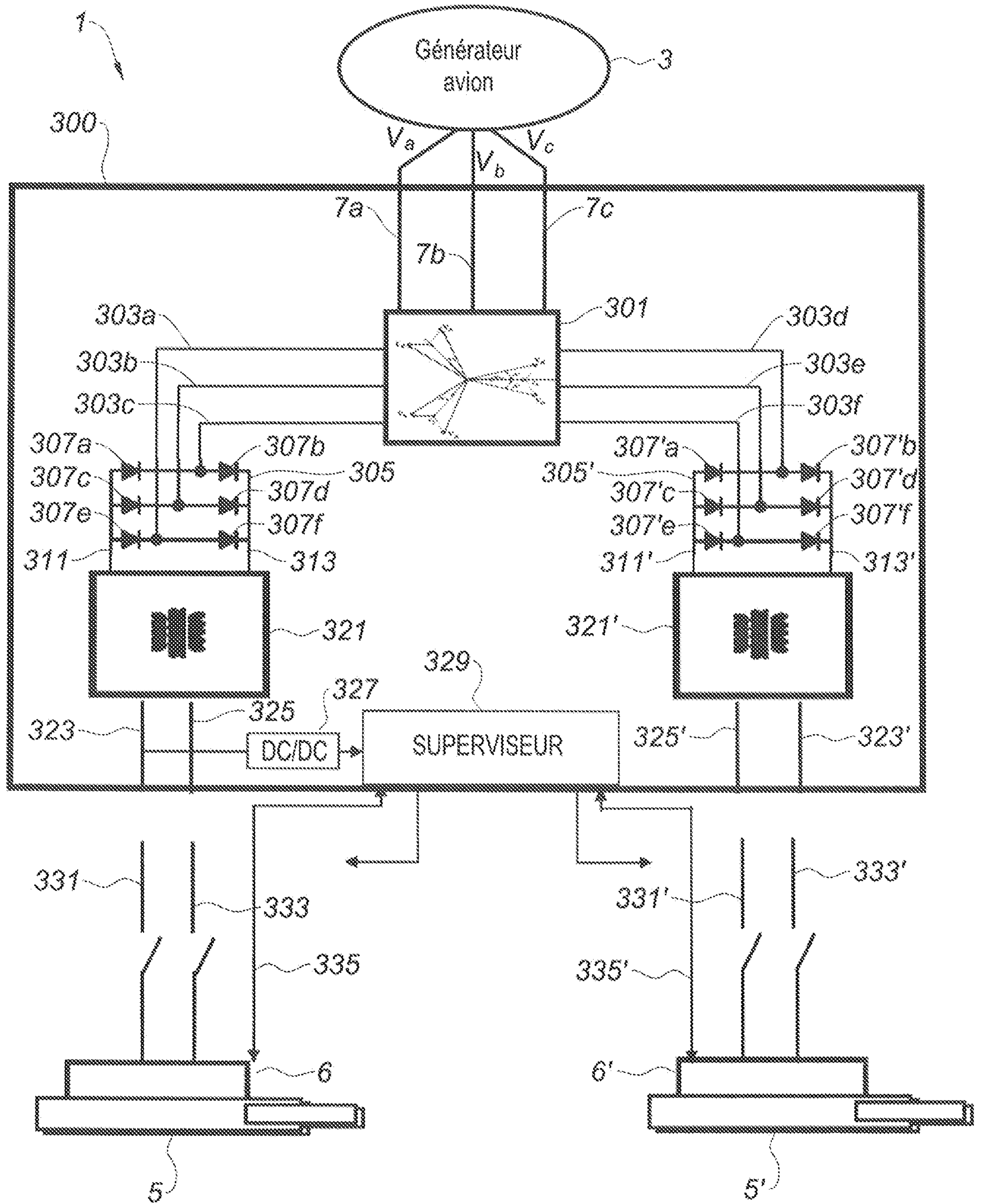


Fig. 3

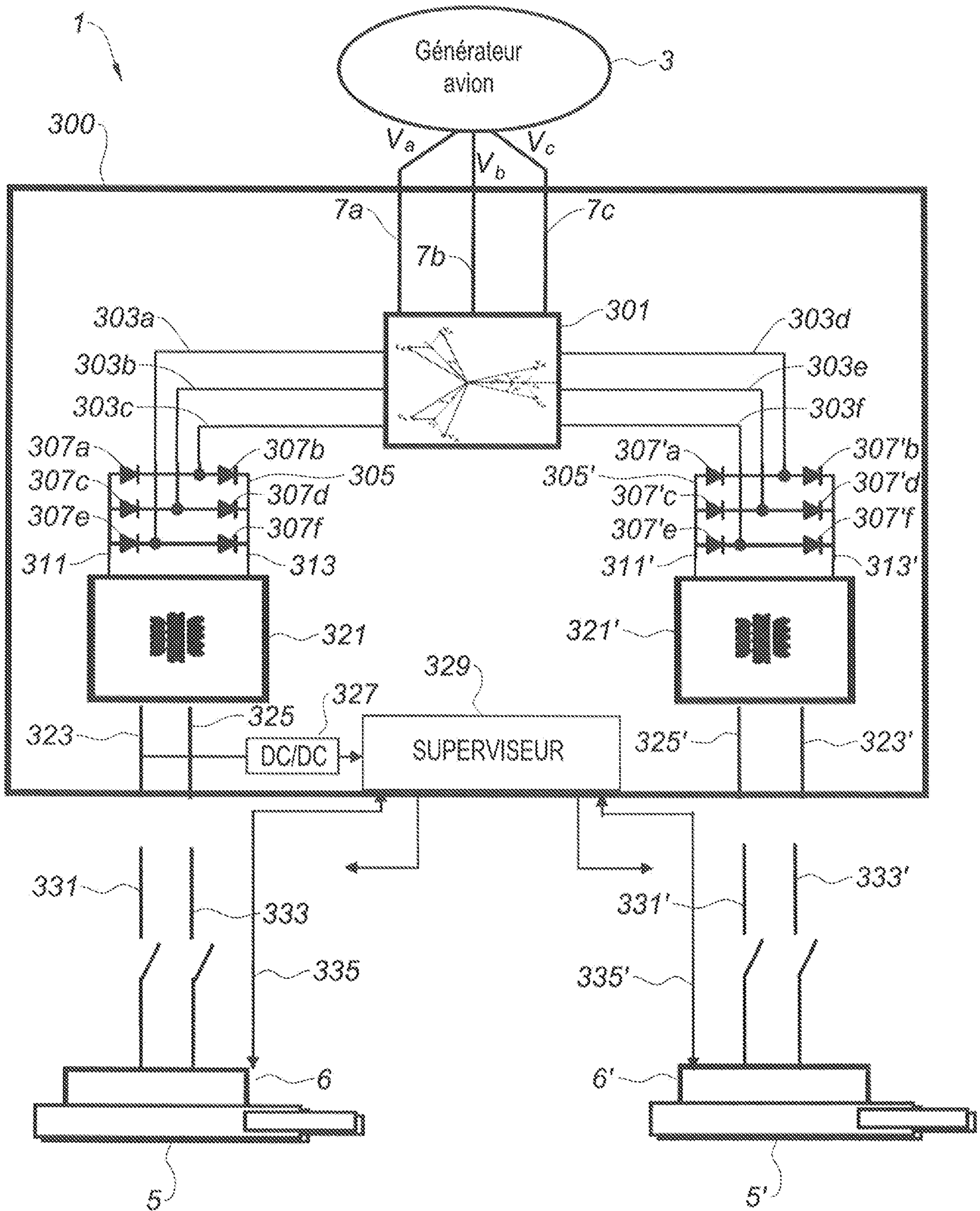


Fig. 3