



(11) **EP 4 384 707 B1**

(12) **FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention
de la délivrance du brevet:
12.02.2025 Bulletin 2025/07

(21) Numéro de dépôt: **23738832.7**

(22) Date de dépôt: **19.06.2023**

(51) Classification Internationale des Brevets (IPC):
F03H 1/00 (2006.01) B64G 1/42 (2006.01)

(52) Classification Coopérative des Brevets (CPC):
F03H 1/0018

(86) Numéro de dépôt international:
PCT/FR2023/050895

(87) Numéro de publication internationale:
WO 2024/023409 (01.02.2024 Gazette 2024/05)

(54) **ENSEMBLE D'ALIMENTATION ELECTRIQUE POUR PROPULSEUR A PLASMA DE VAISSEAU SPATIAL**

STROMVERSORGUNGSANORDNUNG FÜR EIN PLASMATRIEBWERK EINES RAUMFAHRZEUGS

POWER SUPPLY ASSEMBLY FOR A PLASMA THRUSTER OF A SPACECRAFT

(84) Etats contractants désignés:
**AL AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB
GR HR HU IE IS IT LI LT LU LV MC ME MK MT NL
NO PL PT RO RS SE SI SK SM TR**

(30) Priorité: **25.07.2022 FR 2207618**

(43) Date de publication de la demande:
19.06.2024 Bulletin 2024/25

(73) Titulaire: **Airbus Defence and Space SAS
31402 Toulouse Cedex 4 (FR)**

(72) Inventeur: **NICOLAS, Dominique
31402 TOULOUSE CEDEX 4 (FR)**

(74) Mandataire: **Plasseraud IP
104 Rue de Richelieu
CS92104
75080 Paris Cedex 02 (FR)**

(56) Documents cités:
**FR-A1- 2 788 084 FR-A1- 3 094 046
US-B1- 6 518 693**

- GHISLANZONI LUCA ET AL: "Hall Effect Thruster Direct Drive PPUs, Experimental Investigation of the Cathode Potential Grounding Problem", E3S WEB OF CONFERENCES, vol. 16, 1 January 2017 (2017-01-01), pages 15002, XP093089519, Retrieved from the Internet <URL:https://www.e3s-conferences.org/articles/e3sconf/pdf/2017/04/e3sconf_escp2017_15002.pdf> DOI: 10.1051/e3sconf/20171615002
- GARTH D R ET AL: "Application of integrated circuits in ion thruster power conditioning", PROCEEDINGS OF THE ANNUAL POWER ELECTRONICS SPECIALISTS CONFERENCE. (PESC). BLACKSBURG, JUNE 22 - 26, 1987; [PROCEEDINGS OF THE ANNUAL POWER ELECTRONICS SPECIALISTS CONFERENCE. (PESC)], NEW YORK, IEEE, US, 21 June 1987 (1987-06-21), pages 77 - 86, XP032756716, ISSN: 0275-9306, ISBN: 978-99963-23-27-0, [retrieved on 20150323], DOI: 10.1109/PECS.1970.7066243

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la publication de la mention de la délivrance du brevet européen au Bulletin européen des brevets, toute personne peut faire opposition à ce brevet auprès de l'Office européen des brevets, conformément au règlement d'exécution. L'opposition n'est réputée formée qu'après le paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

Description

Domaine technique

[0001] La présente description concerne un ensemble d'alimentation électrique pour propulseur à plasma de vaisseau spatial. Elle concerne aussi un système de propulsion à plasma et un vaisseau spatial qui incorporent cet ensemble d'alimentation électrique.

[0002] Elle s'applique à tous types de propulseurs à plasma, y compris des propulseurs ioniques à grilles, qu'ils soient à décharge continue et désignés par GIT pour «Gridded-Ion Thruster», ou à décharge radiofréquence et désignés par RIT pour «Radiofrequency-Ion Thruster», ainsi qu'à des propulseurs à effet Hall, désignés par HET pour «Hall Effect Thruster» en anglais.

[0003] Elle s'applique aussi à tous types de vaisseaux spatiaux, y compris des sondes spatiales et des satellites, quelles que soient les attitudes d'orbite de ces derniers.

Technique antérieure

[0004] Les propulseurs à plasma produisent la force de poussée qui constitue la propulsion du vaisseau spatial en émettant des ions avec une grande valeur d'énergie cinétique ionique. Pour cela, ils incorporent un système approprié d'émission des ions, qui génère un faisceau ionique vers l'extérieur du vaisseau spatial. Mais ils incorporent en outre un dispositif de neutralisation électrique de ce faisceau ionique, afin de réduire une charge électrostatique qui est portée par le vaisseau spatial et qui pourrait dégrader certains de ses dispositifs embarqués si cette charge électrostatique devenait trop importante par rapport au potentiel électrique de l'espace environnant. Un émetteur d'électrons qui est utilisé dans ce but de neutraliser le faisceau ionique comprend un neutraliseur lorsque le propulseur à plasma est d'un type ionique à grilles, GIT ou RIT, ou comprend une cathode creuse du propulseur à plasma lorsque celui-ci est du type à effet Hall.

[0005] De façon connue, chacun de ces dispositifs de neutralisation électrique comporte une électrode de maintien, ou «keeper» en anglais, qui est disposée au niveau d'une sortie de l'émetteur d'électrons. Cette électrode de maintien est alimentée avec un courant électrique qui est dédié et contrôlé, appelé courant de maintien et noté I_{keeper} . Ce courant de maintien constitue alors une contribution à un courant de retour qui s'écoule à partir de l'émetteur d'électrons jusqu'à un point commun de retour, ou CRP pour «common reference potential» en anglais, aussi appelé NRP pour «Neutralizer Return Potential» ou «Cathode Return Potential» en fonction du type du propulseur à plasma. Ce courant de retour, noté I_{body} , est la somme de plusieurs contributions. Une première contribution est le courant de contrôle de poussée, qui est délivré au système d'émission des ions et désigné par I_{beam} pour un propulseur ionique à grilles,

GIT ou RIT, ou par I_d pour un propulseur à effet Hall. Une deuxième contribution est le courant de maintien I_{keeper} qui est délivré à l'électrode de maintien de l'émetteur d'électrons utilisé pour neutraliser le faisceau ionique. Les deux courants I_{beam} ou I_d d'une part, et I_{keeper} d'autre part, sont des paramètres qui déterminent le point de fonctionnement du propulseur à plasma. Leurs valeurs sont fournies par le fabricant de ce propulseur à plasma. Cependant, il peut apparaître qu'un réglage supplémentaire du fonctionnement du propulseur à plasma soit nécessaire, au-delà des valeurs de courants fournies par son fabricant, en fonction du type de mission auquel est destiné le propulseur à plasma, d'après des simulations ou des tests de mise en situation du vaisseau spatial qui est équipé du propulseur à plasma.

[0006] Certains propulseurs à plasma nécessitent que le courant de maintien soit généré pendant une courte durée au moment de l'allumage du propulseur à plasma, puis soit stoppé. D'autres propulseurs à plasma nécessitent que le courant de maintien soit maintenu pendant toute la durée d'une phase de propulsion, quelle que soit cette durée. La distinction entre ces deux besoins provient de l'intensité du courant de contrôle de poussée qui circule dans le neutraliseur ou dans la cathode creuse, selon le type du propulseur à plasma. Plus cette intensité est élevée, plus le propulseur à plasma est susceptible de fonctionner sans courant de maintien. A l'inverse, plus l'intensité du courant de contrôle de poussée qui circule dans le neutraliseur ou dans la cathode creuse est faible, plus le fonctionnement du propulseur à plasma est susceptible de nécessiter un courant de maintien qui soit suffisant. En général, il est souhaité que la somme de la valeur du courant de contrôle de poussée avec celle du courant de maintien ait un résultat sensiblement constant, quel que soit le point de fonctionnement sélectionné pour le propulseur à plasma. Ainsi, le fabricant du propulseur à plasma fournit une valeur à adopter pour le courant de maintien I_{keeper} qui est différente pour chaque valeur prescrite du courant de contrôle de poussée I_{beam} ou I_d . Des valeurs numériques typiques sont par exemple : entre 2,2 A (ampère) et 3,8 A pour le courant de contrôle de poussée, et entre 3,1 A et 4,6 A pour le courant de maintien.

[0007] Les consignes de fonctionnement d'un propulseur à plasma qui sont fournies par son fabricant au constructeur du vaisseau spatial dans lequel ce propulseur à plasma est utilisé comprennent en outre une valeur de consigne pour le courant de retour I_{body} qui revient du propulseur à plasma à partir de l'émetteur d'électrons, vers le point commun de retour CRP de son ensemble d'alimentation électrique. Une valeur pour ce courant de retour qui serait supérieure à la consigne correspondante du fabricant est susceptible de provoquer un vieillissement prématuré ou une dégradation du propulseur à plasma, et notamment de son dispositif de neutralisation électrique. Or en pratique, on constate toutefois un vieillissement accentué du propulseur à plasma dans certains cas. Un but de la présente inven-

tion est alors d'améliorer encore la précision dans le pilotage du propulseur à plasma.

[0008] Un article de Ghislanzoni et al. "Hall Effect Thruster Direct Drive PPU's, Experimental Investigation of the Cathode Potential Grounding Problem", E3S Web Conf. Volume 16, 23-05-2017, DOI: 10.1051/e3sconf/20171615002, XP093089519, décrit un ensemble d'alimentation électrique pour propulseur à plasma selon le préambule de la revendication 1.

Problème technique

[0009] A partir de cette situation, un but général de la présente invention est de préserver ou maximiser une durée de vie d'un propulseur à plasma qui est utilisé à bord d'un vaisseau spatial.

[0010] Plus précisément, l'invention a pour but de prévenir une usure prématurée ou une dégradation du propulseur à plasma.

Résumé de l'invention

[0011] Pour atteindre l'un au moins de ces buts ou un autre, un premier aspect de l'invention propose un nouvel ensemble d'alimentation électrique pour propulseur à plasma de vaisseau spatial, adapté pour transformer une puissance électrique qui est reçue d'un bus de puissance du vaisseau spatial, en tensions et courants électriques qui sont fournis par cet ensemble d'alimentation électrique au propulseur à plasma, pour que ce dernier génère un faisceau d'ions lors d'un fonctionnement du propulseur à plasma. L'ensemble d'alimentation électrique comprend un point commun de retour pour collecter un courant de retour en provenance du propulseur à plasma pendant son fonctionnement. Le propulseur à plasma comprend un émetteur d'électrons qui est destiné à neutraliser le faisceau d'ions lors du fonctionnement, et une électrode de maintien qui est disposée à une sortie des électrons émis par l'émetteur d'électrons. Les courants électriques fournis par l'ensemble d'alimentation électrique comprennent au moins un courant de maintien qui est fourni à l'électrode de maintien et qui constitue une contribution au courant de retour.

[0012] Selon l'invention, l'ensemble d'alimentation électrique est adapté pour recevoir ou produire des évaluations successives du courant de retour ou d'un courant de fuite qui s'écoule à partir du point commun de retour vers une masse électrique du vaisseau spatial. De telles évaluations du courant de retour ou du courant de fuite sont reçues par l'ensemble d'alimentation électrique lorsque les moyens d'obtention de ces évaluations sont externes à l'ensemble d'alimentation électrique. Toutefois, il est préférable que de tels moyens soient internes à l'ensemble d'alimentation électrique de sorte qu'il soit autonome pour évaluer le courant de retour ou le courant de fuite.

[0013] Selon une caractéristique de l'invention, l'ensemble d'alimentation électrique est agencé pour ajuster

en temps réel pendant le fonctionnement, le courant de maintien en fonction des évaluations du courant de retour ou du courant de fuite, conformément à une valeur de consigne de courant.

[0014] De façon générale, la valeur de consigne de courant qui est utilisée selon l'invention pour ajuster le courant de maintien en temps réel pendant le fonctionnement, peut être relative au courant de retour ou à une somme du courant de maintien et du courant de fuite.

[0015] De façon générale aussi, la valeur de consigne de courant qui est utilisée selon l'invention peut être prescrite par le fabricant du propulseur à plasma. Elle peut varier conformément à plusieurs points de fonctionnement qui sont prévus par ce fabricant pour le propulseur à plasma. Dans différents modes de réalisation de l'invention, cette consigne de courant peut concerner soit le courant de retour, soit un courant partiel de retour qui est constitué par le courant de maintien et le courant de fuite. Dans ce dernier cas, la consigne pour le courant partiel de retour peut être obtenue en soustrayant à une consigne de courant de retour une consigne de courant de contrôle de poussée.

[0016] Avantagusement, la présente invention permet d'éviter que le courant de retour, qui s'écoule de l'émetteur d'électrons du propulseur à plasma au point commun de retour de l'ensemble d'alimentation électrique du propulseur à plasma, n'excède la consigne prescrite par le fabricant de ce propulseur à plasma.

[0017] L'invention propose donc de remplacer l'utilisation d'une consigne de courant de maintien éventuellement fournie par le fabricant du propulseur à plasma par un ajustement du courant de maintien afin de respecter la consigne de courant de retour ou la consigne de courant partiel de retour.

[0018] La masse électrique du vaisseau spatial peut être constituée par le châssis de celui-ci. Le courant de retour circule à partir de l'émetteur d'électrons jusqu'au point commun de retour, et le courant de fuite circule à partir de ce point commun de retour vers la masse électrique du vaisseau spatial. Pour la plupart des modes de réalisation de l'invention, le courant de retour est un regroupement du courant de contrôle de poussée qui est fourni au système d'émission d'ions du propulseur à plasma, du courant de maintien et du courant de fuite.

[0019] L'inventeur a été constaté que le courant de fuite, noté I_{leak} dans la suite, résulte de variations d'une charge électrique que capte le vaisseau spatial en fonction de divers paramètres tels que la surface de ses panneaux solaires, leur orientation, la tension de bus des panneaux solaires, le flux ionique qui est émis par le propulseur à plasma, l'éclairement solaire, la distance d'éloignement par rapport au Soleil, etc. Ce courant de fuite constitue donc une contribution au courant de retour qui circule à partir de l'émetteur d'électrons vers le point commun de retour, en plus des contributions du courant de contrôle de poussée et du courant de maintien. Le courant de fuite s'écoule ensuite à travers un système conducteur de décharge dédié, à partir du point commun

de retour vers la masse électrique être de l'ordre 0,08 A à 0,1 A. Ainsi, sans la présente invention, le courant de fuite peut provoquer un dépassement ou une insuffisance du courant de retour total ou partiel par rapport à la consigne qui a été prescrite par le fabricant du moteur à plasma. La présente invention empêche donc qu'un tel dépassement ou qu'une telle insuffisance se produise, évitant ainsi qu'un vieillissement prématuré du propulseur à plasma se produise et préservant son bon fonctionnement. Grâce à l'invention, le courant de maintien peut être réduit ou augmenté par l'ensemble d'alimentation électrique, selon le signe et/ou les variations du courant de fuite.

[0020] De façon préférée, l'ensemble d'alimentation électrique peut être agencé pour ajuster le courant de maintien en temps réel pendant le fonctionnement selon une boucle à rétroaction qui comprend un soustracteur, une première entrée du soustracteur étant agencée pour recevoir la valeur de consigne de courant, et une seconde entrée du soustracteur étant agencée pour recevoir les évaluations du courant de retour ou pour recevoir une somme d'un résultat de mesure du courant de maintien et de l'évaluation du courant de fuite. L'ensemble d'alimentation électrique est alors configuré pour ajuster le courant de maintien en fonction d'un résultat de différence qui est délivré en sortie par le soustracteur.

[0021] Dans des premiers modes de réalisation de l'invention, l'ensemble d'alimentation électrique comprend un système de mesure qui est agencé pour délivrer des résultats successifs de mesure du courant de fuite. Dans ce cas, chaque résultat de mesure du courant de fuite en constitue une évaluation. L'ensemble d'alimentation électrique peut alors comprendre en outre un sommateur qui est agencé pour recevoir sur deux entrées de ce sommateur, à chacun d'une série d'instant successifs pendant le fonctionnement du propulseur à plasma, le résultat de mesure du courant de fuite et le résultat de mesure du courant de maintien pour cet instant. Une sortie du sommateur est alors connectée à la seconde entrée du soustracteur.

[0022] Dans des deuxièmes modes de réalisation de l'invention, l'ensemble d'alimentation électrique comprend encore le système de mesure pour délivrer les résultats successifs de mesure du courant de fuite. L'ensemble d'alimentation électrique peut alors comprendre en outre un sommateur qui est agencé pour recevoir sur trois entrées de ce sommateur, à chacun d'une série d'instant successifs pendant le fonctionnement du propulseur à plasma, le résultat de mesure du courant de fuite et le résultat de mesure du courant de maintien pour le même instant, et aussi une évaluation d'un courant de contrôle de poussée qui est fourni à cet instant par l'ensemble d'alimentation électrique au système d'émission d'ions du propulseur à plasma. La sortie du sommateur est de nouveau connectée à la seconde entrée du soustracteur.

[0023] Pour ces deux premiers modes de réalisation, le système de mesure qui est utilisé pour délivrer les

résultats successifs de mesure du courant de fuite, peut être d'un type adapté pour réaliser des mesures de courant électrique.

[0024] Alternativement, l'ensemble d'alimentation électrique peut comprendre en outre un système conducteur de décharge qui est destiné à connecter électriquement le point commun de retour à la masse électrique du vaisseau spatial. Dans ce cas, le système de mesure qui est utilisé pour délivrer les résultats successifs de mesure du courant de fuite, peut être d'un type adapté pour réaliser des mesures de tension électrique, et être agencé pour mesurer une tension électrique qui existe entre des bornes d'une partie au moins du système conducteur de décharge. L'ensemble d'alimentation électrique est alors configuré pour fournir chaque résultat de mesure du courant de fuite comme un résultat d'une division de la tension électrique mesurée entre les bornes de la partie du système conducteur de décharge par une valeur de résistance de cette partie du système conducteur de décharge. Avantageusement, l'ensemble d'alimentation électrique peut être autonome pour disposer de la valeur de résistance de la partie du système conducteur de décharge aux bornes de laquelle la tension électrique est mesurée.

[0025] Dans des troisièmes modes de réalisation de l'invention, l'ensemble d'alimentation électrique comprend un système de mesure qui est agencé pour délivrer des résultats successifs de mesure du courant de retour, chaque résultat de mesure du courant de retour constituant une évaluation de celui-ci. L'ensemble d'alimentation électrique est alors agencé pour transmettre ces résultats successifs de mesure du courant de retour à la seconde entrée du soustracteur lors du fonctionnement du propulseur à plasma.

[0026] De façon généralement avantageuse pour l'invention, l'ensemble d'alimentation électrique peut être configuré pour ajuster le courant de maintien en fonction du résultat de différence qui est délivré en sortie par le soustracteur conformément à une fonction de transfert proportionnelle-intégrale qui est appliquée à ce résultat de différence.

[0027] Un second aspect de l'invention propose un système de propulsion à plasma pour vaisseau spatial, qui comprend :

- au moins un propulseur à plasma, ce propulseur à plasma comprenant un émetteur d'électrons et une électrode de maintien qui est disposée à une sortie des électrons émis par l'émetteur d'électrons ; et
- un ensemble d'alimentation électrique qui est conforme au premier aspect de l'invention.

[0028] Ce système de propulsion à plasma est agencé de sorte que l'ensemble d'alimentation électrique fournisse à l'électrode de maintien du propulseur à plasma, pendant le fonctionnement de ce dernier, un courant de maintien qui est ajusté en temps réel en fonction des évaluations du courant de retour ou du courant de fuite,

conformément à la valeur de consigne de courant.

[0029] Lorsque la boucle à rétroaction comprenant le soustracteur est utilisée, le courant de maintien qui est fourni par l'ensemble d'alimentation électrique à l'électrode de maintien peut être conforme au résultat de différence qui est délivré en sortie par le soustracteur.

[0030] Dans un tel système de propulsion à plasma conforme à l'invention, le propulseur à plasma peut être de l'un des types suivants :

- un propulseur ionique à grilles, à décharge continue ou à radiofréquence, dans lequel l'émetteur d'électrons comprend un canon à électrons qui est destiné à neutraliser le faisceau d'ions lors du fonctionnement du propulseur à plasma, et l'électrode de maintien est disposée au niveau d'une sortie d'électrons du canon à électrons ; ou
- un propulseur à effet Hall, dans lequel l'émetteur d'électrons est une cathode creuse neutralisante du propulseur à effet Hall, et l'électrode de maintien est disposée au niveau d'une ouverture de sortie de la cathode creuse.

[0031] Un troisième aspect de l'invention propose un vaisseau spatial qui comprend un système de propulsion à plasma conforme au second aspect de l'invention.

[0032] Enfin, un quatrième aspect de l'invention propose un procédé d'alimentation électrique d'un propulseur à plasma à bord d'un vaisseau spatial, ce procédé comprenant les étapes suivantes qui sont exécutées pendant un déplacement du vaisseau dans l'espace :

- fournir un courant de maintien à une électrode de maintien qui est disposée à une sortie d'électrons d'un émetteur d'électrons du propulseur à plasma ;
- collecter des évaluations successives d'un courant de retour qui s'écoule en provenance du propulseur à plasma vers un point commun de retour, ou d'un courant de fuite qui s'écoule à partir du point commun de retour vers une masse électrique du vaisseau spatial ;
- collecter une valeur de consigne de courant ; et
- ajuster le courant de maintien qui est fourni à l'électrode de maintien en fonction des évaluations du courant de retour ou du courant de fuite, et conformément à la valeur de consigne de courant.

[0033] Dans certaines mises en œuvre du procédé de l'invention, le courant de maintien qui est fourni à l'électrode de maintien peut être ajusté de sorte que le courant de retour, ou une somme d'un résultat de mesure du courant de maintien et de l'évaluation du courant de fuite, corresponde à la valeur de consigne de courant.

[0034] Ainsi, le courant de maintien qui est fourni à l'électrode de maintien à un instant du fonctionnement du propulseur à plasma est ajusté en fonction d'évaluations ou de mesures qui ont été collectées pour le courant de maintien, et pour le courant de retour ou le courant de

fuite.

[0035] La valeur de consigne de courant peut être prescrite par un fabricant du propulseur à plasma. Elle est relative au courant de retour ou à la somme du courant de maintien et du courant de fuite, aussi appelée courant partiel de retour.

[0036] Un tel procédé peut être mis en œuvre en utilisant un ensemble d'alimentation électrique qui est conforme au premier aspect de l'invention, y compris les perfectionnements qui ont été cités. Cet ensemble d'alimentation électrique est embarqué à bord du vaisseau spatial et agencé pour fournir des tensions et courants électriques au propulseur à plasma, afin que ce dernier génère un faisceau d'ions de façon à appliquer une force de poussée voulue au vaisseau spatial.

[0037] Le procédé de l'invention peut comprendre de soustraire l'évaluation du courant de retour, ou l'évaluation de la somme du courant de maintien et du courant de fuite, à la consigne de courant, puis d'utiliser un résultat de la soustraction pour ajuster le courant de maintien.

[0038] Dans diverses mises en œuvre du procédé de l'invention, l'une des caractéristiques suivantes peut être reproduite, seule ou en combinaison de plusieurs d'entre elles :

- chaque évaluation du courant de fuite peut être obtenue par une mesure de ce courant de fuite ;
- chaque évaluation du courant de retour peut être obtenue par une mesure de ce courant de retour, ou en calculant une somme d'un résultat de mesure du courant de maintien avec un résultat de mesure du courant de fuite, et avec une évaluation d'un courant de contrôle de poussée qui est fourni au système d'émission d'ions du propulseur à plasma ;
- l'évaluation du courant de contrôle de poussée peut être formée par une valeur de consigne qui est utilisée pour ce courant de contrôle de poussée, notamment prescrite par le fabricant du propulseur à plasma, ou peut être obtenue par une mesure de ce courant de contrôle de poussée ; et
- le courant de maintien peut être ajusté en appliquant une fonction de transfert proportionnelle-intégrale au résultat de soustraction.

Brève description des figures

[0039] Les caractéristiques et avantages de la présente invention apparaîtront plus clairement dans la description détaillée ci-après d'exemples de réalisation non-limitatifs, en référence aux figures annexées parmi lesquelles :

[Fig. 1] montre, de façon schématique et simplifiée, un vaisseau spatial dans lequel la présente invention est utilisée ;

[Fig. 2] est un diagramme qui illustre un premier mode de réalisation possible de l'invention ;

[Fig. 3] correspond à [Fig. 2] pour un deuxième mode de réalisation possible de l'invention ; et

[Fig. 4] correspond à [Fig. 2] pour un troisième mode de réalisation possible de l'invention.

Description détaillée de l'invention

[0040] Dans ces figures, tous les éléments ne sont représentés que symboliquement, et des références identiques qui sont indiquées dans des figures différentes désignent des éléments identiques ou qui ont des fonctions identiques.

[0041] Dans [Fig. 1], la référence 100 désigne un vaisseau spatial, quel que soit le type de ce vaisseau, par exemple un satellite ou une sonde spatiale. Les références 101 et 102 désignent respectivement le bus de puissance électrique et la masse électrique du vaisseau spatial 100. En général, la masse électrique 102 est constituée par un châssis du vaisseau spatial 100 sur lequel sont fixés tous les composants embarqués.

[0042] A l'intérieur du vaisseau spatial 100, la référence 10 désigne un système de propulsion à plasma, communément désigné par l'acronyme PPS pour «Plasma Propulsion Subsystem» en anglais. Ce système de propulsion à plasma 10, qui est parfois qualifié de sous-système par rapport au vaisseau spatial 100, comprend lui-même au moins un ensemble d'alimentation électrique 1, communément désigné par l'acronyme PPU pour «Power Processing Unit» en anglais, et au moins un propulseur à plasma 2. L'ensemble d'alimentation électrique 1 et le propulseur à plasma 2 qui sont représentés dans la figure sont associés l'un avec l'autre pour que le propulseur à plasma 2 soit alimenté en énergie électrique de façon appropriée par l'ensemble d'alimentation électrique 1, afin de produire la force de poussée qui est voulue à chaque instant de fonctionnement du propulseur à plasma. L'ensemble d'alimentation électrique 1 est connecté entre le bus de puissance électrique 101 et la masse électrique 102 du vaisseau spatial 100, alors que les différents composants du propulseur à plasma 2 sont alimentés en courants et tensions électriques par l'intermédiaire de l'ensemble d'alimentation électrique 1.

[0043] Pour raison de clarté de la présente description, les composants du système de propulsion à plasma 10 qui sont montrés dans [Fig. 1] sont limités à ceux concernés par l'invention. Dans le propulseur à plasma 2, la référence 21 désigne son système d'émission d'ions, quel que soit le type du propulseur à plasma 2 parmi un propulseur ionique à grille et décharge continue désigné par GIT pour «Gridded Ion Thruster», un propulseur ionique à grille et décharge radiofréquence désigné par RIT pour «Radiofrequency Ion Thruster», et un propulseur à effet Hall désigné par HET pour «Hall Effect Thruster». La référence 23 désigne un émetteur d'électrons dont la fonction est de neutraliser les ions qui sont émis par le système 21. Pour un propulseur ionique à

grilles GIT ou RIT, l'émetteur d'électrons 23 est un neutraliseur qui est séparé du système 21 d'émission des ions. Pour un propulseur à effet Hall HET, l'émetteur d'électrons 23 est constitué par une cathode creuse associée au système 21 d'émission des ions. De façon connue, une électrode de maintien 22, ou «keeper» en anglais, est associée à l'émetteur d'électrons 23. La conception et la forme de cette électrode de maintien 22 dépendent du type du propulseur à plasma 2, mais sa fonction et son utilisation dans la présente invention sont les mêmes quel que soit le type de propulseur à plasma. L'électrode de maintien 22 a notamment pour fonction d'assurer une disponibilité opérationnelle de l'émetteur d'électrons 23, en maintenant le plasma suffisamment chaud. Pour cela, l'électrode de maintien 22 est disposée à proximité de la sortie des électrons qui sont générés par l'émetteur 23. Généralement, l'électrode de maintien 22 entoure physiquement une ouverture de sortie des électrons qui sont émis, de façon à créer un plasma de maintien à cet endroit, aussi bien pour un neutraliseur de propulseur GIT ou RIT que pour une cathode creuse de propulseur HET.

[0044] Au sein de l'ensemble d'alimentation électrique 1, une interface 11 est dédiée pour alimenter électriquement le système 21 d'émission des ions, avec un courant qui est couramment noté I_{beam} lorsque le propulseur à plasma 2 est du type ionique à grilles GIT ou RIT, ou noté I_d pour désigner un courant de décharge lorsque le propulseur à plasma 2 est du type à effet Hall HET. Dans la suite, ce courant d'alimentation du système 21 d'émission des ions est appelé génériquement courant de contrôle de poussée, et noté I_{beam}/I_d ou $I_{\text{beam}}; I_d$.

[0045] Aussi à l'intérieur de l'ensemble d'alimentation électrique 1, une interface 12, qui est distincte de l'interface 11, est dédiée pour alimenter l'électrode de maintien 22 avec un autre courant, qui est appelé courant de maintien et couramment noté I_{keeper} .

[0046] Alors, pendant un fonctionnement du système de propulsion à plasma 10, un courant de retour qui est noté I_{body} circule à partir de l'émetteur d'électrons 23 jusqu'à un point commun de retour qui est communément désignée par CRP, pour «Common Return Point» en anglais. Ce point commun de retour CRP est lui-même connecté électriquement à la masse électrique 102 du vaisseau spatial 100 par un système conducteur de décharge 103, parfois appelé «bleed conducting system» ou «bleed resistor» en anglais. I_{leak} désigne alors un courant de fuite qui s'écoule à partir du point commun de retour CRP jusqu'à la masse électrique 102, à travers le système conducteur de décharge 103. Un système de mesure 104 peut être agencé au niveau du système conducteur de décharge 103, pour mesurer en temps réel le courant de fuite I_{leak} . Par exemple, le système de mesure 104 peut être un voltmètre qui est connecté aux bornes du système conducteur de décharge 103, et la valeur instantanée du courant de fuite I_{leak} peut alors être calculée en divisant par la valeur ohmique connue du système conducteur de décharge 103 un résultat de

mesure de tension qui est délivré par le voltmètre. De préférence, les systèmes 103 et 104 peuvent être intégrés dans l'ensemble d'alimentation électrique 1 pour permettre un fonctionnement de cet ensemble d'alimentation électrique qui soit autonome pour mesurer le courant de fuite I_{leak} .

[0047] Pour l'architecture et le fonctionnement qui viennent d'être décrits, l'interface 11 d'alimentation électrique du système 21 d'émission d'ions possède une première borne de sortie 11a qui est connectée au système 21 d'émission d'ions, pour délivrer à ce dernier le courant de contrôle de poussée I_{beam}/I_d . L'interface 11 possède aussi une seconde borne de sortie 11b qui est connectée au point commun de retour CRP pour récupérer de ce point le courant I_{beam}/I_d . De même l'interface 12 possède une première borne de sortie 12a qui est connectée à l'électrode de maintien 22 pour délivrer à cette dernière le courant de maintien I_{keeper} . Elle possède aussi une seconde borne de sortie 12b qui est connectée au point commun de retour CRP pour récupérer de ce point le courant I_{keeper} . Dans ces conditions, le courant de retour I_{body} est la somme du courant de contrôle de poussée I_{beam}/I_d , du courant de maintien I_{keeper} et du courant de fuite I_{leak} . Autrement dit : $I_{body} = I_{beam}/I_d + I_{keeper} + I_{leak}$ pour un propulseur à plasma 2 de type GIT ou RIT, ou $I_{body} = I_d + I_{keeper} + I_{leak}$ pour un propulseur à plasma 2 du type HET.

[0048] Les valeurs des deux courants I_{beam}/I_d et I_{keeper} à adopter sont en général prescrites par le fabricant du propulseur à plasma 2, pour un ou plusieurs points de fonctionnement de celui-ci en fonction de la force de poussée qui est voulue. Par ailleurs, le fabricant fournit aussi une valeur de consigne de courant $I_{body_max_crit}$ pour le courant de retour I_{body} , ou bien une valeur de consigne de courant I_{warm_crit} pour la somme $I_{keeper} + I_{leak}$ du courant de maintien et du courant de fuite. Mais ces valeurs de consigne sont fournies en supposant dans les deux cas que le courant de fuite I_{leak} est nul ou négligeable. Or le courant de fuite I_{leak} dépend de nombreux paramètres externes au vaisseau spatial 100, et/ou de l'orientation et/ou de la position de ce vaisseau spatial dans l'espace, etc. A cause de cela, la valeur du courant de fuite I_{leak} est difficilement prévisible, en pouvant être positive ou négative. Le courant de fuite I_{leak} peut alors causer des écarts significatifs entre la valeur réelle du courant de retour I_{body} et la valeur de consigne $I_{body_max_crit}$, ou bien entre la valeur réelle de la somme $I_{keeper} + I_{leak}$ et la valeur de consigne I_{warm_crit} . De tels écarts sont susceptibles de provoquer un vieillissement prématuré ou une dégradation du propulseur à plasma 2. Pour éviter un tel risque de vieillissement prématuré ou dégradation, l'invention qui est l'objet de la présente description propose d'ajouter une boucle d'asservissement à l'ensemble d'alimentation électrique 1, pour adapter en temps réel la valeur du courant de maintien I_{keeper} afin d'assurer qu'à chaque instant du fonctionnement du propulseur à plasma 2 dans l'espace, c'est-à-dire quelle que soit la valeur instantanée du courant de

fuite I_{leak} , la valeur instantanée du courant de retour I_{body} reste sensiblement égale à la valeur de consigne $I_{body_max_crit}$ qui est prescrite par le fabricant, ou bien afin d'assurer que la somme $I_{keeper} + I_{leak}$ du courant de maintien et du courant de fuite reste sensiblement égale à la valeur de consigne I_{warm_crit} qui est prescrite alternativement par le fabricant. Un circuit qui produit un tel asservissement peut notamment être incorporé dans l'interface 12 d'alimentation électrique de l'électrode de maintien 22. Dans la partie générale de la présente description, la somme $I_{keeper} + I_{leak}$ du courant de maintien et du courant de fuite a été appelée courant partiel de retour.

[0049] La valeur de consigne $I_{body_max_crit}$ ou I_{warm_crit} , selon le cas, peut être fournie à un soustracteur 120 qui est utilisé dans les modes de réalisation décrits ci-dessous, par des moyens appropriés de récupération de consigne 111. Ces moyens de récupération de consigne 111 peuvent être des moyens de lecture et de sélection de valeurs de consigne qui ont été initialement enregistrées sur un support (non-représenté) embarqué à bord du vaisseau spatial 100, avant que ce dernier soit lancé dans l'espace. De préférence, ce support d'enregistrement et les moyens de récupération de consigne 111 peuvent être intégrés dans l'ensemble d'alimentation électrique 1, et sont activés par un ordinateur de bord du vaisseau spatial 100. Cet ordinateur de bord est désigné par la référence 110 dans [Fig. 1] et communément noté OBC pour «On-Board Computer» en anglais. Les valeurs de consigne peuvent être enregistrées pour plusieurs points de fonctionnement du propulseur à plasma 2. Dans ce cas, les moyens de lecture et de sélection transmettent les valeurs de consigne qui correspondent à un point de fonctionnement spécifié par un opérateur du vaisseau spatial 100, afin de produire la force de poussée voulue sur ce vaisseau spatial 100.

[0050] Le mode de réalisation de l'invention qui est illustré par [Fig. 2] correspond au cas où les valeurs prescrites par le fabricant sont la valeur du courant de contrôle de poussée I_{beam}/I_d et la valeur de consigne de courant I_{warm_crit} pour la somme $I_{keeper} + I_{leak}$ du courant de maintien et du courant de fuite. Il est possible que le fabricant prescrive une valeur de consigne pour le courant de maintien I_{keeper} , mais celle-ci est réinterprétée selon l'invention comme la valeur de consigne I_{warm_crit} portant sur la somme $I_{keeper} + I_{leak}$. Dans [Fig. 2], la référence 12 désigne encore l'interface d'alimentation de l'électrode de maintien 22 telle que connue avant la présente invention et présentée précédemment en référence à [Fig. 1]. La référence 120 désigne un soustracteur, la référence 121 désigne un sommateur, et la référence 122 désigne un système mesure du courant de maintien I_{keeper} qui est effectivement délivré par l'interface 12 à l'électrode de maintien 22. Le système de mesure 122 peut être agencé sur la connexion qui relie électriquement la sortie de l'interface 12 à l'électrode de maintien 22, mais d'autres agencements sont possibles alternativement. Le sommateur 121 reçoit sur ses deux

entrées d'une part un résultat de la mesure du courant de fuite I_{leak} qui est délivré par le système 104 et noté $M(I_{leak})$, et d'autre part un résultat de mesure du courant de maintien I_{keeper} qui est délivré par le système 122 et noté $M(I_{keeper})$. Le sommateur 121 fournit ainsi en sortie une évaluation de la somme du courant de maintien I_{keeper} et du courant de fuite I_{leak} , notée $E(I_{keeper} + I_{leak})$ dans [Fig. 2]. Le soustracteur 120 reçoit la valeur de consigne I_{warm_crit} sur son entrée positive, et le résultat de sommation qui est fourni par le sommateur 121 sur son entrée négative. L'écart Δ qui est calculé par le soustracteur 120 est transmis à une entrée de contrôle de l'interface 12, et est utilisé par cette dernière comme incrément d'ajustement du courant de maintien I_{keeper} à délivrer. De cette façon, le courant de maintien I_{keeper} est ajusté en temps réel pendant le fonctionnement du propulseur à plasma 2, pour qu'à chacun d'une série d'instantanées de ce courant de maintien I_{keeper} et du courant de fuite I_{leak} reste sensiblement égale à la valeur de consigne I_{warm_crit} .

[0051] Dans le mode de réalisation de l'invention qui est illustré par [Fig. 3], la valeur de consigne de courant qui est fournie par le fabricant ou considérée pour contrôler l'interface 12 d'alimentation de l'électrode de maintien 22 est $I_{body_max_crit}$ qui porte sur le courant de retour I_{body} . Le sommateur 121 à deux entrées est remplacé par un sommateur 121' à trois entrées qui reçoivent respectivement le résultat $M(I_{leak})$ de la mesure du courant de fuite I_{leak} qui est délivré par le système 104, le résultat $M(I_{keeper})$ de la mesure du courant de maintien I_{keeper} qui est délivré par le système 122, et une évaluation $E(I_{beam}/I_d)$ du courant de contrôle de poussée I_{beam}/I_d , respectivement. L'évaluation $E(I_{beam}/I_d)$ du courant de contrôle de poussée peut être directement la valeur de consigne qui est prescrite par le fabricant pour ce courant afin d'obtenir la force de poussée voulue. Alternativement, l'évaluation $E(I_{beam}/I_d)$ peut être un résultat d'une mesure du courant de contrôle de poussée I_{beam}/I_d qui est effectivement délivré par l'interface 11 au système 21 d'émission des ions. Une telle mesure du courant de contrôle de poussée I_{beam}/I_d peut être effectuée en temps réel d'une des façons disponibles pour l'Homme du métier. Le sommateur 121' fournit ainsi en sortie une évaluation du courant de retour I_{body} , notée $E(I_{body})$, puis le soustracteur 120 calcule un écart Δ' qui existe entre la valeur de consigne $I_{body_max_crit}$ et cette évaluation $E(I_{body})$. Le fonctionnement de la boucle d'asservissement qui est montrée dans [Fig. 3] est alors similaire à celui relatif à [Fig. 2], hormis que le courant de maintien I_{keeper} est ajusté maintenant en temps réel pendant le fonctionnement du propulseur à plasma 2 pour que les valeurs instantanées du courant de retour I_{body} restent sensiblement égales à la valeur de consigne $I_{body_max_crit}$. Pour cela, l'écart Δ' qui est calculé par le soustracteur 120 est transmis à l'entrée de contrôle de l'interface 12, et est utilisé par cette dernière comme incrément d'ajustement du courant de maintien I_{keeper} à délivrer.

[0052] Le mode de réalisation de l'invention qui est illustré par [Fig. 4] est dérivé de celui de [Fig. 3] en remplaçant l'évaluation $E(I_{body})$ du courant de retour I_{body} qui était fournie par le sommateur 121' par une mesure de ce courant de retour. Pour cela, un système 123 de mesure du courant de retour I_{body} est agencé sur la connexion électrique qui relie l'émetteur d'électrons 23 au point commun de retour CRP. Ce système 123 qui est utilisé pour mesurer le courant de retour I_{body} peut encore être d'un type connu de l'Homme du métier. Le sommateur 121' est supprimé. Le principe du fonctionnement de la boucle d'asservissement qui est montrée dans [Fig. 4] est par ailleurs inchangé par rapport à celui de [Fig. 3], en remplaçant l'évaluation $E(I_{body})$ du courant de retour I_{body} qui était fournie par le sommateur 121' par un résultat de mesure $M(I_{body})$ de ce courant de retour I_{body} qui est délivré par le système 123. Ainsi, l'écart Δ'' qui est calculé par le soustracteur 120 est transmis à l'entrée de contrôle de l'interface 12, et utilisé par cette dernière comme incrément d'ajustement du courant de maintien I_{keeper} à délivrer.

[0053] De façon générale, il peut être avantageux que le courant de maintien I_{keeper} qui est délivré réellement à l'électrode de maintien 22 soit plus stable, avec des variations temporelles plus lentes. Pour cela, ce courant de maintien I_{keeper} peut être déterminé en appliquant en outre une fonction de transfert de type passe-bas, notamment de type proportionnel-intégral, aux écarts Δ , Δ' ou Δ'' qui sont transmis en sortie par le soustracteur 120 à des instants successifs du fonctionnement du propulseur à plasma 2, pour chacun des modes de réalisation de [Fig. 2]-[Fig. 4]. Un filtre passe-bas 124 optionnel qui est utilisé dans ce but peut alors être inséré entre la sortie du soustracteur 120 et l'entrée de contrôle de l'interface 12 d'alimentation électrique de l'électrode de maintien 22.

[0054] Il est entendu que l'invention peut être reproduite en modifiant des aspects secondaires des modes de réalisation qui ont été décrits en détail ci-dessus, tout en conservant certains au moins des avantages cités. Notamment, certains des composants utilisés dans ces modes de réalisation peuvent être remplacés par d'autres aux fonctions équivalentes ou qui produisent des combinaisons équivalentes de fonctions. Par ailleurs, une partie ou tous les composants utilisés pour ajuster le courant de maintien selon l'invention peuvent avantageusement être incorporés dans l'interface d'alimentation de l'électrode de maintien, afin d'obtenir un fonctionnement autonome de cette interface. Enfin, le système de propulsion à plasma peut incorporer un nombre quelconque de propulseurs, avec les interfaces d'alimentation électrique associées. Eventuellement, des propulseurs à plasma qui sont séparés peuvent partager une même interface d'alimentation électrique tout en utilisant l'invention pour cette interface et ces propulseurs.

Revendications

1. Ensemble d'alimentation électrique (1) pour propulseur à plasma (2) de vaisseau spatial (100), adapté pour transformer une puissance électrique qui est reçue d'un bus de puissance (101) du vaisseau spatial, en tensions et courants électriques qui sont fournis par ledit ensemble d'alimentation électrique au propulseur à plasma pour que ledit propulseur à plasma génère un faisceau d'ions lors d'un fonctionnement du propulseur à plasma, l'ensemble d'alimentation électrique comprenant un point commun de retour (CRP) pour collecter un courant de retour (I_{body}) en provenance du propulseur à plasma pendant ledit fonctionnement,

le propulseur à plasma (2) comprenant un émetteur d'électrons (23) qui est destiné à neutraliser le faisceau d'ions lors du fonctionnement, et une électrode de maintien (22) qui est disposée à une sortie des électrons émis par l'émetteur d'électrons, les courants électriques fournis par l'ensemble d'alimentation électrique (1) comprenant au moins un courant de maintien (I_{keeper}) qui est fourni à l'électrode de maintien et qui constitue une contribution au courant de retour (I_{body}),

l'ensemble d'alimentation électrique (1) étant adapté pour recevoir ou produire des évaluations successives du courant de retour (I_{body}) ou d'un courant de fuite (I_{leak}) qui s'écoule à partir du point commun de retour (CRP) vers une masse électrique (102) du vaisseau spatial (100),

l'ensemble d'alimentation électrique (1) étant **caractérisé en ce qu'il** est agencé pour ajuster en temps réel pendant le fonctionnement, le courant de maintien (I_{keeper}) en fonction des évaluations du courant de retour (I_{body}) ou du courant de fuite (I_{leak}), et conformément à une valeur de consigne de courant ($I_{body_max_crit}$; I_{warm_crit}).

2. Ensemble d'alimentation électrique (1) selon la revendication 1, dans lequel la valeur de consigne de courant ($I_{body_max_crit}$; I_{warm_crit}) qui est utilisée pour ajuster le courant de maintien (I_{keeper}) en temps réel pendant le fonctionnement, est relative au courant de retour (I_{body}) ou à une somme du courant de maintien (I_{keeper}) et du courant de fuite (I_{leak}).
3. Ensemble d'alimentation électrique (1) selon la revendication 1 ou 2, agencé pour ajuster le courant de maintien (I_{keeper}) en temps réel pendant le fonctionnement selon une boucle à rétroaction qui comprend un soustracteur (120), avec une première entrée du soustracteur qui est agencée pour recevoir la valeur de consigne de courant ($I_{body_max_crit}$; I_{warm_crit}), et

une seconde entrée dudit soustracteur qui est agencée pour recevoir les évaluations du courant de retour ou pour recevoir une somme d'un résultat de mesure du courant de maintien et de l'évaluation du courant de fuite, l'ensemble d'alimentation électrique étant configuré pour ajuster le courant de maintien en fonction d'un résultat de différence qui est délivré en sortie par le soustracteur (120).

4. Ensemble d'alimentation électrique (1) selon la revendication 3, comprenant un système de mesure (104) qui est agencé pour délivrer des résultats successifs de mesure du courant de fuite (I_{leak}), chaque résultat de mesure du courant de fuite constituant une évaluation dudit courant de fuite,

l'ensemble d'alimentation électrique (1) comprenant en outre un sommateur (121) agencé pour recevoir sur deux entrées dudit sommateur, à chacun d'une série d'instantanés successifs pendant le fonctionnement du propulseur à plasma (2), le résultat de mesure du courant de fuite (I_{leak}) et le résultat de mesure du courant de maintien (I_{keeper}) pour ledit instant, et une sortie du sommateur (121) étant connectée à la seconde entrée du soustracteur (120).

5. Ensemble d'alimentation électrique (1) selon la revendication 3, comprenant un système de mesure (104) qui est agencé pour délivrer des résultats successifs de mesure du courant de fuite (I_{leak}), chaque résultat de mesure du courant de fuite constituant une évaluation dudit courant de fuite,

l'ensemble d'alimentation électrique (1) comprenant en outre un sommateur (121') agencé pour recevoir sur trois entrées dudit sommateur, à chacun d'une série d'instantanés successifs pendant le fonctionnement du propulseur à plasma (2), le résultat de mesure du courant de fuite (I_{leak}) et le résultat de mesure du courant de maintien (I_{keeper}) pour ledit instant, et aussi une évaluation d'un courant de contrôle de poussée (I_{beam} ; I_d) qui est fourni audit instant par l'ensemble d'alimentation électrique à un système d'émission d'ions (21) du propulseur à plasma (2), et une sortie du sommateur (121') étant connectée à la seconde entrée du soustracteur (120).

6. Ensemble d'alimentation électrique (1) selon la revendication 4 ou 5, dans lequel le système de mesure (104) qui est agencé pour délivrer les résultats successifs de mesure du courant de fuite (I_{leak}), est d'un type adapté pour réaliser des mesures de courant électrique.
7. Ensemble d'alimentation électrique (1) selon la re-

vendication 4 ou 5, comprenant en outre un système conducteur de décharge (103) qui est destiné à connecter électriquement le point commun de retour (CRP) à la masse électrique (102) du vaisseau spatial (100),

et dans lequel le système de mesure (104) qui est agencé pour délivrer les résultats successifs de mesure du courant de fuite (I_{leak}), est d'un type adapté pour réaliser des mesures de tension électrique, et est agencé pour mesurer une tension électrique qui existe entre des bornes d'une partie au moins du système conducteur de décharge (103),

et l'ensemble d'alimentation électrique (1) est configuré pour fournir chaque résultat de mesure du courant de fuite (I_{leak}) comme un résultat d'une division de la tension électrique mesurée entre les bornes de la partie du système conducteur de décharge (103) par une valeur de résistance de ladite partie du système conducteur de décharge.

8. Ensemble d'alimentation électrique (1) selon la revendication 3, comprenant un système de mesure (123) agencé pour délivrer des résultats successifs de mesure du courant de retour (I_{body}), chaque résultat de mesure du courant de retour constituant une évaluation dudit courant de retour, et dans lequel l'ensemble d'alimentation électrique (1) est agencé pour transmettre les résultats successifs de mesure du courant de retour (I_{body}) à la seconde entrée du soustracteur (120) lors du fonctionnement du propulseur à plasma (2).

9. Ensemble d'alimentation électrique (1) selon l'une quelconque des revendications 3 à 8, configuré en outre pour ajuster le courant de maintien (I_{keeper}) en fonction du résultat de différence qui est délivré en sortie par le soustracteur (120) conformément à une fonction de transfert proportionnelle-intégrale appliquée audit résultat de différence.

10. Système de propulsion à plasma (10) pour vaisseau spatial (100), comprenant :

- au moins un propulseur à plasma (2), ledit propulseur à plasma comprenant un émetteur d'électrons (23) et une électrode de maintien (22) qui est disposée à une sortie des électrons émis par l'émetteur d'électrons ; et
- un ensemble d'alimentation électrique (1) qui est conforme à l'une quelconque des revendications précédentes,

le système de propulsion à plasma (10) étant agencé de sorte que l'ensemble d'alimentation électrique (1) fournisse à l'électrode de maintien (22) du propul-

seur à plasma (2), pendant un fonctionnement dudit propulseur à plasma, un courant de maintien (I_{keeper}) qui est ajusté en temps réel en fonction des évaluations du courant de retour (I_{body}) ou du courant de fuite (I_{leak}), conformément à la valeur de consigne de courant ($I_{body_max_crit}$; I_{warm_crit}).

11. Système de propulsion à plasma (10) selon la revendication 10, dans lequel le propulseur à plasma (2) est de l'un des types suivants :

- un propulseur ionique à grilles, à décharge continue ou à radiofréquence, dans lequel l'émetteur d'électrons (23) comprend un canon à électrons qui est destiné à neutraliser le faisceau d'ions lors du fonctionnement du propulseur à plasma, et l'électrode de maintien (22) est disposée au niveau d'une sortie d'électrons du canon à électrons ; ou
- un propulseur à effet Hall, dans lequel l'émetteur d'électrons (23) est une cathode creuse neutralisante du propulseur à effet Hall, et l'électrode de maintien (22) est disposée au niveau d'une ouverture de sortie de la cathode creuse.

12. Vaisseau spatial (100), comprenant un système de propulsion à plasma (10) qui est conforme à la revendication 10 ou 11.

13. Procédé d'alimentation électrique d'un propulseur à plasma (2) à bord d'un vaisseau spatial (100), comprenant les étapes suivantes qui sont exécutées pendant un déplacement du vaisseau spatial dans l'espace :

- fournir un courant de maintien (I_{keeper}) à une électrode de maintien (22) qui est disposée à une sortie d'électrons d'un émetteur d'électrons (23) du propulseur à plasma (2) ;
- collecter des évaluations successives d'un courant de retour (I_{body}) qui s'écoule en provenance du propulseur à plasma (2) vers un point commun de retour (CRP), ou d'un courant de fuite (I_{leak}) qui s'écoule à partir du point commun de retour (CRP) vers une masse électrique (102) du vaisseau spatial (100) ;
- collecter une valeur de consigne de courant ($I_{body_max_crit}$; I_{warm_crit}) ; et
- ajuster le courant de maintien (I_{keeper}) qui est fourni à l'électrode de maintien (22) en fonction des évaluations du courant de retour (I_{body}) ou du courant de fuite (I_{leak}), et conformément à la valeur de consigne de courant ($I_{body_max_crit}$; I_{warm_crit}).

14. Procédé selon la revendication 13, suivant lequel le courant de maintien (I_{keeper}) qui est fourni à l'électrode de maintien (22) est ajusté de sorte que le

courant de retour (I_{body}), ou une somme d'un résultat de mesure du courant de maintien et de l'évaluation du courant de fuite, corresponde à la valeur de consigne de courant ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$).

15. Procédé selon la revendication 13 ou 14, suivant lequel la valeur de consigne de courant ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$) est prescrite par un fabricant du propulseur à plasma (2).
16. Procédé selon l'une quelconque des revendications 13 à 15, mis en œuvre en utilisant un ensemble d'alimentation électrique (1) qui est conforme à l'une quelconque des revendications 1 à 9, ledit ensemble d'alimentation électrique étant embarqué à bord du vaisseau spatial (100) et agencé pour fournir des tensions et courants électriques au propulseur à plasma (2), afin que ledit propulseur à plasma génère un faisceau d'ions de façon à appliquer une force de poussée au vaisseau spatial.

Patentansprüche

1. Stromversorgungsanordnung (1) für ein Plasmatriebwerk (2) eines Raumfahrzeugs (110), die angepasst ist, um eine elektrische Leistung, die aus einem Leistungsbuss (101) des Raumfahrzeugs empfangen wird, in elektrische Spannungen und Ströme umzuwandeln, die von der elektrischen Versorgungsanordnung dem Plasmatriebwerk dafür bereitgestellt werden, dass das Plasmatriebwerk während eines Betriebs des Plasmatriebwerks ein Ionenstrahlbündel erzeugt, wobei die Stromversorgungsanordnung einen gemeinsamen Rückkehrpunkt (CRP) aufweist, um einen von dem Plasmatriebwerk während des Betriebs herkommenden Rückstrom (I_{body}) zu sammeln,

wobei das Plasmatriebwerk (2) einen Elektronenemitter (23), der zum Neutralisieren des Ionenstrahlbündels während des Betriebs vorgesehen ist, und eine Halteelektrode (22), die an einem Austritt der von dem Elektronenemitter emittierten Elektronen angeordnet ist, aufweist, wobei die von der elektrischen Versorgungsanordnung (1) zugeführten elektrischen Ströme zumindest einen Haltestrom (I_{keeper}) aufweisen, der der Halteelektrode zugeführt wird und der einen Beitrag zu dem Rückstrom (I_{body}) bildet, wobei die Stromversorgungsanordnung (1) angepasst ist, um aufeinanderfolgende Schätzungen des Rückstroms (I_{body}) oder eines Leckstroms (I_{leak}), der von einem gemeinsamen Rückkehrpunkt (CRP) zu einer elektrischen Masse (102) des Raumfahrzeugs (100) fließt, zu empfangen oder zu erzeugen, wobei die Stromversorgungsanordnung (1) da-

durch gekennzeichnet ist, dass sie eingerichtet ist, um während des Betriebs den Haltestrom (I_{keeper}) als Funktion der Schätzungen des Rückstroms (I_{body}) oder des Leckstroms (I_{leak}) und gemäß einem Stromsollwert ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$) in Echtzeit anzupassen.

2. Stromversorgungsanordnung (1) nach Anspruch 1, in welcher der Stromsollwert ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$), der verwendet wird, um während des Betriebs den Haltestrom (I_{keeper}) in Echtzeit anzupassen, in Relation zu dem Rückstrom (I_{body}) oder einer Summe des Haltestroms (I_{keeper}) und des Leckstroms (I_{leak}) steht.
3. Stromversorgungsanordnung (1) nach Anspruch 1 oder 2, die eingerichtet ist, um während des Betriebs den Haltestrom (I_{keeper}) gemäß einer Rückkopplungsschleife, die einen Subtrahierer (120) aufweist, in Echtzeit anzupassen, wobei ein erster Eingang des Subtrahierers zum Empfangen des Stromsollwerts ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$) eingerichtet ist, und ein zweiter Eingang des Subtrahierers zum Empfangen der Schätzungen des Rückstroms oder zum Empfangen einer Summe eines Messergebnisses des Haltestroms und der Schätzung des Leckstroms eingerichtet ist, wobei die Stromversorgungsanordnung konfiguriert ist, um den Haltestrom als Funktion eines Differenzergebnisses, das von dem Subtrahierer (120) am Ausgang ausgegeben wird, anzupassen.
4. Stromversorgungsanordnung (1) nach Anspruch 3, aufweisend ein Messsystem (104), das eingerichtet ist, um aufeinanderfolgende Messergebnisse des Leckstroms (I_{leak}) bereitzustellen, wobei jedes Messergebnis des Leckstroms eine Schätzung des Leckstroms bildet,

wobei die Stromversorgungsanordnung (1) ferner einen Addierer (121) aufweist, der eingerichtet ist, um an jedem einer Reihe von aufeinanderfolgenden Zeitpunkten während des Betriebs des Plasmatriebwerks (2) das Messergebnis des Leckstroms (I_{leak}) und das Messergebnis des Haltestroms (I_{keeper}) für diesen Zeitpunkt an zwei Eingängen des Addierers zu empfangen, und ein Ausgang des Addierers (121) mit dem zweiten Eingang des Subtrahierers (120) verbunden ist.

5. Stromversorgungsanordnung (1) nach Anspruch 3, aufweisend ein Messsystem (104), das eingerichtet ist, um aufeinanderfolgende Messergebnisse des Leckstroms (I_{leak}) bereitzustellen, wobei jedes Messergebnis des Leckstroms eine Schätzung des Leckstroms bildet,

- wobei die Stromversorgungsanordnung (1) ferner einen Addierer (121') aufweist, der eingerichtet ist, um an jedem einer Reihe von aufeinanderfolgenden Zeitpunkten während des Betriebs des Plasmatriebwerks (2) das Messergebnis des Leckstroms (I_{leak}) und das Messergebnis des Haltestroms (I_{keeper}) für diesen Zeitpunkt und außerdem eine Schätzung eines Schubsteuerstroms (I_{beam} ; I_d), der an diesem Zeitpunkt von der elektrischen Versorgungsanordnung einem Ionenemissionssystem (21) des Plasmatriebwerks (2) zugeführt wird, an drei Eingängen des Addierers zu empfangen, und ein Ausgang des Addierers (121') mit dem zweiten Eingang des Subtrahierers (120) verbunden ist.
6. Stromversorgungsanordnung (1) nach Anspruch 4 oder 5, in welcher das Messsystem (104), das zur Bereitstellung der aufeinanderfolgenden Messergebnisse des Leckstroms (I_{leak}) eingerichtet ist, eines Typs ist, der angepasst ist, um Messungen von elektrischem Strom durchzuführen.
7. Stromversorgungsanordnung (1) nach Anspruch 4 oder 5, aufweisend ferner ein Entladungsleitersystem (103), das vorgesehen ist, um den gemeinsamen Rückkehrpunkt (CRP) mit der elektrischen Masse (102) des Raumfahrzeugs (100) elektrisch zu verbinden,
- und in welcher das Messsystem (104), das zur Bereitstellung der aufeinanderfolgenden Messergebnisse des Leckstroms (I_{leak}) eingerichtet ist, eines Typs ist, der angepasst ist, um Messungen von elektrischer Spannung durchzuführen, und eingerichtet ist, um eine elektrische Spannung zu messen, die zwischen Klemmen mindestens eines Teils des Entladungsleitersystems (103) vorhanden ist, und die Stromversorgungsanordnung (1) konfiguriert ist, um jedes Messergebnis des Leckstroms (I_{leak}) als ein Ergebnis einer Division der zwischen den Klemmen des Teils des Entladungsleitersystems (103) gemessenen elektrischen Spannung durch einen Widerstandswert des Teils des Entladungsleitersystems bereitzustellen.
8. Stromversorgungsanordnung (1) nach Anspruch 3, aufweisend ein Messsystem (123), das eingerichtet ist, um aufeinanderfolgende Messergebnisse des Rückstroms (I_{body}) bereitzustellen, wobei jedes Messergebnis des Rückstroms eine Schätzung des Rückstroms bildet, und in welcher die Stromversorgungsanordnung (1) eingerichtet ist, um während des Betriebs des Plasmatriebwerks (2) die aufeinanderfolgenden Messergebnisse des Rückstroms (I_{body}) zu dem zweiten Eingang des Subtrahierers (120) zu schicken.
9. Stromversorgungsanordnung (1) nach einem der Ansprüche 3 bis 8, die ferner konfiguriert ist, um den Haltestrom (I_{keeper}) als Funktion des Differenzergebnisses, das von dem Subtrahierer (120) am Ausgang ausgegeben wird, gemäß einer auf das Differenzergebnis angewandten proportionalen-integralen Übertragungsfunktion anzupassen.
10. Plasmatriebwerkssystem (10) für ein Raumfahrzeug (100), aufweisend:
- mindestens ein Plasmatriebwerk (2), wobei das Plasmatriebwerk (2) einen Elektronenemitter (23) und eine Halteelektrode (22), die an einem Austritt der von dem Elektronenemitter emittierten Elektronen angeordnet ist, aufweist; und
 - eine Stromversorgungsanordnung (1) nach einem der vorstehenden Ansprüche, wobei das Plasmatriebwerkssystem (10) derart eingerichtet ist, dass die Stromversorgungsanordnung (1) während eines Betriebs des Plasmatriebwerks der Halteelektrode (22) des Plasmatriebwerks (2) einen Haltestrom (I_{keeper}) zuführt, der als Funktion der Schätzungen des Rückstroms (I_{body}) oder des Leckstroms (I_{leak}) gemäß dem Stromsollwert ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$) in Echtzeit angepasst wird.
11. Plasmatriebwerkssystem (10) nach Anspruch 10, in welcher das Plasmatriebwerk (2) eines von folgenden Typen ist:
- ein Ionen-Triebwerk mit Gittern, mit kontinuierlicher Entladung oder mit Hochfrequenz, in welchem der Elektronenemitter (23) eine Elektronenkanone aufweist, die vorgesehen ist, um während des Betriebs des Plasmatriebwerks das Ionenstrahlbündel zu neutralisieren, und die Halteelektrode (22) im Bereich eines Elektronenaustritts der Elektronenkanone angeordnet ist; oder
 - ein Halleffekt-Triebwerk, in welchem der Elektronenemitter (23) eine neutralisierende Hohlkathode des Halleffekt-Triebwerks ist, und die Halteelektrode (22) im Bereich einer Austrittsöffnung der Hohlkathode angeordnet ist.
12. Raumfahrzeug (100) aufweisend ein Plasmatriebwerkssystem (10) nach Anspruch 10 oder 11.
13. Verfahren zur Stromversorgung eines Plasmatriebwerkssystems (10) an Bord eines Raumfahrzeugs (100), aufweisend die folgenden Schritte, die durchgeführt werden, während sich das Raumfahrzeug im

Weltraum fortbewegt:

- Zuführen eines Haltestroms (I_{keeper}) zu einer Halteelektrode (22), die an einem Elektronenaustritt eines Elektronenemitters (23) des Plasmatriebwerks (2) angeordnet ist; 5
 - Sammeln von aufeinanderfolgenden Schätzungen eines Rückstroms (I_{body}), der von dem Plasmatriebwerk (2) herkommend zu einem gemeinsamen Rückkehrpunkt (CRP) fließt, oder eines Leckstroms (I_{leak}), der von dem gemeinsamen Rückkehrpunkt (CRP) zu einer elektrischen Masse (102) des Raumfahrzeugs (100) fließt; 10
 - Sammeln eines Stromsollwerts ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$); und 15
 - Anpassen des Haltestroms (I_{keeper}), der der Halteelektrode (22) zugeführt wird, als Funktion von Schätzungen des Rückstroms (I_{body}) oder des Leckstroms (I_{leak}) und gemäß dem Stromsollwert ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$). 20
14. Verfahren nach Anspruch 13, gemäß welchem der Haltestrom (I_{keeper}), der der Halteelektrode (22) zugeführt wird, derart angepasst wird, dass der Rückstrom (I_{body}) oder eine Summe eines Messergebnisses des Haltestroms und der Schätzung des Leckstroms dem Stromsollwert ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$) entspricht. 25
 15. Verfahren nach Anspruch 13 oder 14, gemäß welchem der Stromsollwert ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$) von einem Hersteller des Triebwerks (2) vorgeschrieben ist. 30
 16. Verfahren nach einem der Ansprüche 13 bis 15, das unter Verwendung einer elektrischen Versorgungsanordnung (1) nach einem der Ansprüche 1 bis 9 durchgeführt wird, wobei die Stromversorgungsanordnung an Bord eines Raumfahrzeugs (100) angeordnet ist und eingerichtet ist, um dem Plasmatriebwerk (2) elektrische Spannungen und Ströme bereitzustellen, damit das Plasmatriebwerk ein Ionenstrahlbündel erzeugt, das eine Schubkraft auf das Raumfahrzeug ausübt. 40

Claims

1. A power supply assembly (1) for a plasma thruster (2) of a spacecraft (100), adapted to transform an electrical power that is received from a power bus (101) of the spacecraft, into electrical voltages and currents that are supplied by said power supply assembly to the plasma thruster so that said plasma thruster generates an ion beam during an operation of the plasma thruster, the power supply assembly comprising a common return point (CRP) for collect-

ing a return current (I_{body}) from the plasma thruster during said operation,

the plasma thruster (2) comprising an electron emitter (23) that is intended to neutralise the ion beam during the operation, and a keeper electrode (22) that is arranged at an output of the electrons emitted by the electron emitter, the electrical currents supplied by the power supply assembly (1) comprising at least one keeper current (I_{keeper}) that is supplied to the keeper electrode and that constitutes a contribution to the return current (I_{body}), the power supply assembly (1) being adapted to receive or produce successive evaluations of the return current (I_{body}) or of a leakage current (I_{leak}) that flows from the common return point (CRP) to an electrical ground (102) of the spacecraft (100), the power supply assembly (1) being **characterized in that** it is arranged to adjust in real time during the operation, the keeper current (I_{keeper}) depending on the evaluations of the return current (I_{body}) or on the leakage current (I_{leak}), and in accordance with a current setpoint value ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$).

2. The power supply assembly (1) according to claim 1, wherein the current setpoint value ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$) that is used to adjust the keeper current (I_{keeper}) in real time during the operation, relates to the return current (I_{body}) or to a sum of the keeper current (I_{keeper}) and of the leakage current (I_{leak}). 30
3. The power supply assembly (1) according to claim 1 or 2, arranged to adjust the keeper current (I_{keeper}) in real time during the operation according to a feedback loop that comprises a subtractor (120), with a first input of the subtractor that is arranged to receive the current setpoint value ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$), and a second input of said subtractor that is arranged to receive the evaluations of the return current or to receive a sum of a measurement result of the keeper current and the evaluation of the leakage current, the power supply assembly being configured to adjust the keeper current depending on a difference result that is delivered as output by the subtractor (120). 35
4. The power supply assembly (1) according to claim 3, comprising a measuring system (104) that is arranged to output successive measurement results of the leakage current (I_{leak}), each measurement result of the leakage current constituting an evaluation of said leakage current, 40

the power supply assembly (1) further comprising an adder (121) arranged to receive on two inputs of said adder, at each of a series of

successive instants during the operation of the plasma thruster (2), the measurement result of the leakage current (I_{leak}) and the measurement result of the keeper current (I_{keeper}) for said instant,

and an output of the adder (121) being connected to the second input of the subtractor (120).

5. The power supply assembly (1) according to claim 3, comprising a measuring system (104) that is arranged to output successive measurement results of the leakage current (I_{leak}), each measurement result of the leakage current constituting an evaluation of said leakage current,

the power supply assembly (1) further comprising an adder (121') arranged to receive on three inputs of said adder, at each of a series of successive instants during the operation of the plasma thruster (2), the measurement result of the leakage current (I_{leak}) and the measurement result of the keeper current (I_{keeper}) for said instant, and also an evaluation of a thrust control current (I_{beam} ; I_d) that is supplied at said instant by the power supply assembly to an ion emission system (21) of the plasma thruster (2), and an output of the adder (121') being connected to the second input of the subtractor (120).

6. The power supply assembly (1) according to claim 4 or 5, wherein the measuring system (104) that is arranged to output the successive measurement results of the leakage current (I_{leak}), is of a type adapted to carry out electric current measurements.

7. The power supply assembly (1) according to claim 4 or 5, further comprising a discharge conducting system (103) that is intended to electrically connect the common return point (CRP) to the electrical ground (102) of the spacecraft (100), and wherein the measuring system (104) that is arranged to output the successive measurement results of the leakage current (I_{leak}), is of a type adapted to carry out electrical voltage measurements, and is arranged to measure an electrical voltage that exists between terminals of at least one part of the discharge conducting system (103), and the power supply assembly (1) is configured to supply each measurement result of the leakage current (I_{leak}) as a result of a division of the electrical voltage measured between the terminals of the part of the discharge conducting system (103) by a resistance value of said part of the discharge conducting system.

8. The power supply assembly (1) according to claim 3,

comprising a measuring system (123) arranged to output successive measurement results of the return current (I_{body}), each measurement result of the return current constituting an evaluation of said return current,

and wherein the power supply assembly (1) is arranged to transmit the successive measurement results of the return current (I_{body}) to the second input of the subtractor (120) during the operation of the plasma thruster (2).

9. The power supply assembly (1) according to any one of claims 3 to 8, further configured to adjust the keeper current (I_{keeper}) depending on the difference result that is outputted by the subtractor (120) in accordance with a proportional-integral transfer function applied to said difference result.

10. A plasma propulsion system (10) for a spacecraft (100), comprising:

- at least one plasma thruster (2), said plasma thruster comprising an electron emitter (23) and a keeper electrode (22) that is arranged at an output of the electrons emitted by the electron emitter; and
- a power supply assembly (1) that is in accordance with any one of the preceding claims,

the plasma propulsion system (10) being arranged so that the power supply assembly (1) supplies to the keeper electrode (22) of the plasma thruster (2), during an operation of said plasma thruster, a keeper current (I_{keeper}) that is adjusted in real time depending on the evaluations of the return current (I_{body}) or on the leakage current (I_{leak}), in accordance with the current setpoint value ($I_{body_max_crit}$; I_{warm_crit}).

11. The plasma propulsion system (10) according to claim 10, wherein the plasma thruster (2) is of one of the following types:

- a grid-type, continuous discharge or radio frequency ion thruster, wherein the electron emitter (23) comprises an electron gun that is intended to neutralise the ion beam during the operation of the plasma thruster, and the keeper electrode (22) is arranged at an electron output of the electron gun; or
- a Hall effect thruster, wherein the electron emitter (23) is a neutralising hollow cathode of the Hall effect thruster, and the keeper electrode (22) is arranged at an output opening of the hollow cathode.

12. A spacecraft (100), comprising a plasma propulsion system (10) that is in accordance with claim 10 or 11.

13. A method for powering a plasma thruster (2) on board a spacecraft (100), comprising the following steps that are performed during a movement of the spacecraft in space:
- supplying a keeper current (I_{keeper}) to a keeper electrode (22) that is arranged at an electron output of an electron emitter (23) of the plasma thruster (2);
 - collecting successive evaluations of a return current (I_{body}) that flows from the plasma thruster (2) to a common return point (CRP), or from a leakage current (I_{leak}) that flows from the common return point (CRP) to an electrical ground (102) of the spacecraft (100);
 - collecting a current setpoint value ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$); and
 - adjusting the keeper current (I_{keeper}) that is supplied to the keeper electrode (22) depending on the evaluations of the return current (I_{body}) or on the leakage current (I_{leak}), and in accordance with the current setpoint value ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$).
14. The method according to claim 13, wherein the keeper current (I_{keeper}) that is supplied to the keeper electrode (22) is adjusted so that the return current (I_{body}), or a sum of a measurement result of the keeper current and of the evaluation of the leakage current, corresponds to the current setpoint value ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$).
15. The method according to claim 13 or 14, wherein the current setpoint value ($I_{\text{body_max_crit}}$; $I_{\text{warm_crit}}$) is prescribed by a manufacturer of the plasma thruster (2).
16. The method according to any one of claims 13 to 15, implemented using a power supply assembly (1) that is in accordance with any one of claims 1 to 9, said power supply assembly being carried on board the spacecraft (100) and arranged to supply electrical voltages and currents to the plasma thruster (2), so that said plasma thruster generates an ion beam so as to apply a thrust force to the spacecraft.

50

55

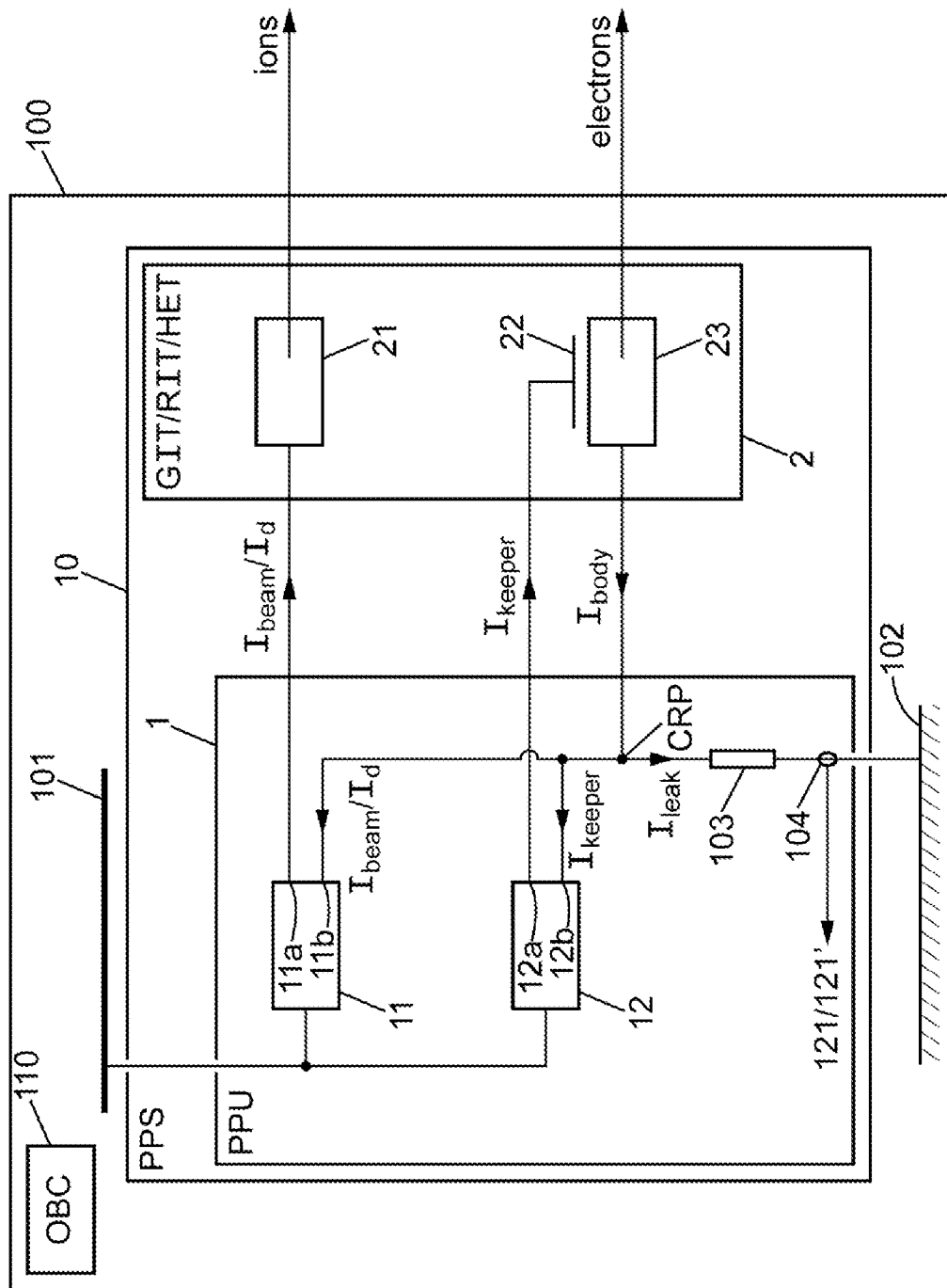
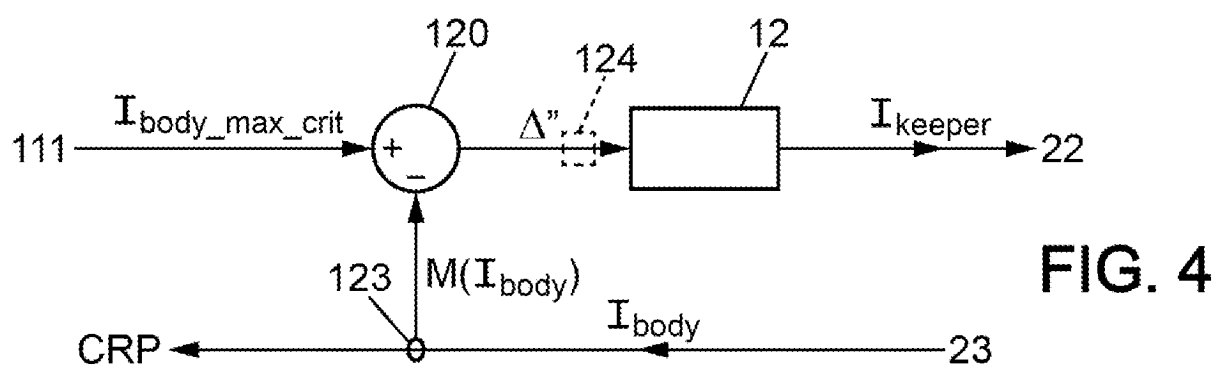
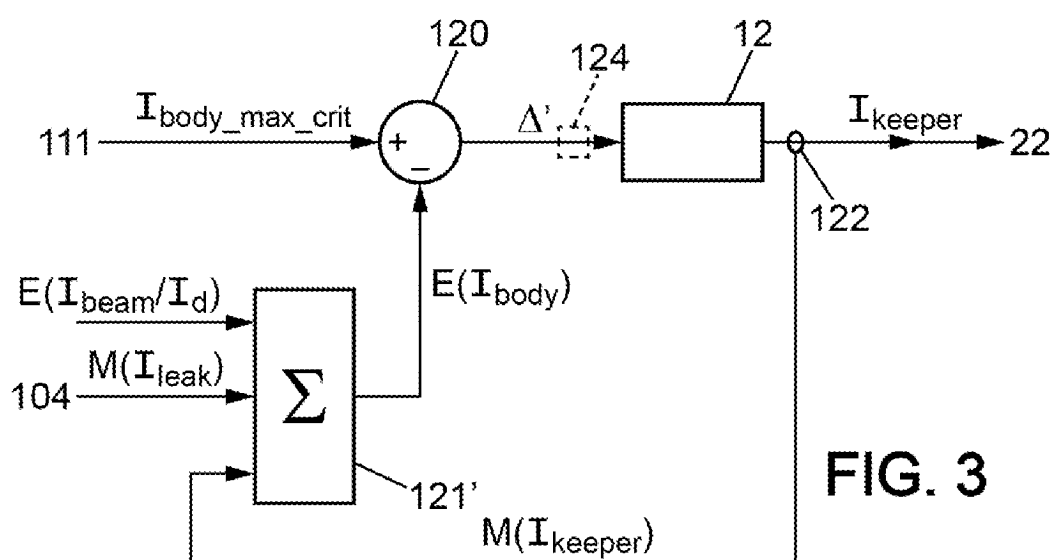
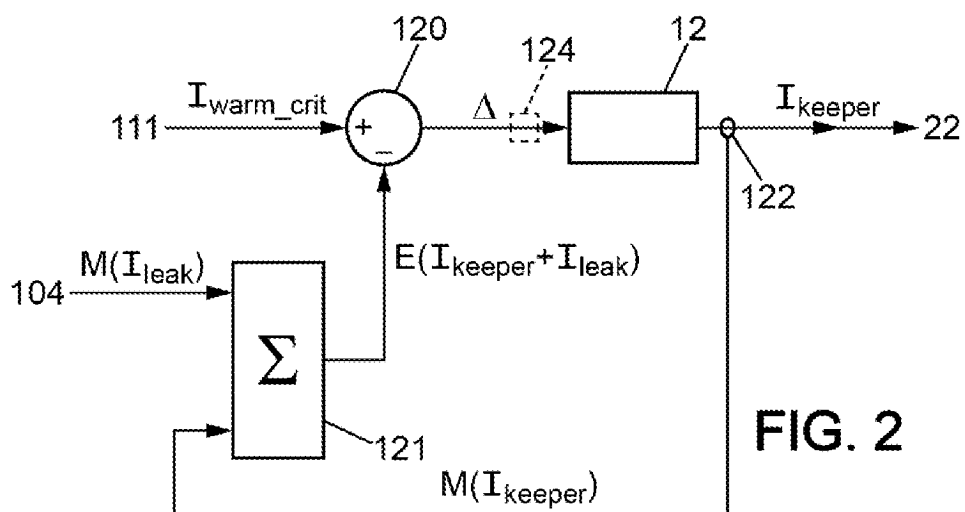


FIG. 1



RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION

Cette liste de références citées par le demandeur vise uniquement à aider le lecteur et ne fait pas partie du document de brevet européen. Même si le plus grand soin a été accordé à sa conception, des erreurs ou des omissions ne peuvent être exclues et l'OEB décline toute responsabilité à cet égard.

Littérature non-brevet citée dans la description

- **GHISLANZONI et al.** Hall Effect Thruster Direct Drive PPU's, Experimental Investigation of the Cathode Potential Grounding Problem. *E3S Web Conf.*, 23 May 2017, vol. 16 [0008]