

⑫ **BREVET D'INVENTION** **B1**

⑤④ dispositif ET PROCEDE de propulsion A HYDROGENE, aéronef muni de celui-ci.

②② Date de dépôt : 28.03.22.

③③ Priorité :

⑥⑥ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

☐ Demande(s) d'extension :

⑦① Demandeur(s) : *SAFRAN Société anonyme* — FR.

④③ Date de mise à la disposition du public
de la demande : 29.09.23 Bulletin 23/39.

④⑤ Date de la mise à disposition du public du
brevet d'invention : 28.06.24 Bulletin 24/26.

⑤⑥ Liste des documents cités dans le rapport de
recherche :

Se reporter à la fin du présent fascicule

⑦② Inventeur(s) : SAN BENITO PASTOR Diana
Guiomar.

⑦③ Titulaire(s) : SAFRAN Société anonyme.

⑦④ Mandataire(s) : REGIMBEAU.



Description

Titre de l'invention : dispositif ET PROCÉDE de propulsion A HYDROGENE, aéronef muni de celui-ci

- [0001] L'invention concerne un dispositif de propulsion d'un aéronef, utilisant de l'hydrogène, ainsi qu'un aéronef muni de celui-ci et un procédé de propulsion.
- [0002] Le domaine de l'invention concerne les avions et les hélicoptères.
- [0003] On connaît des dispositifs de propulsion conventionnels comportant des turbo-machines utilisant du kérosène comme carburant.
- [0004] L'utilisation d'hydrogène comme carburant ouvre de nombreuses possibilités dans le domaine de la propulsion. Le manque de carbone dans le mélange du carburant réduit les émissions de gaz à effet de serre (dioxyde de carbone) dans l'environnement.
- [0005] Cependant, de fortes contraintes pèsent sur l'utilisation de l'hydrogène comme carburant des systèmes de propulsion aéronautiques. La taille des réservoirs à hydrogène pose des contraintes d'intégration et de poids dans l'aéronef, puisque la taille des réservoirs à hydrogène liquide correspond à quatre fois la taille des réservoirs à carburant d'aviation conventionnels pour une même autonomie, ce qui neutralise quelques bénéfices de la combustion à hydrogène.
- [0006] Par ailleurs, l'utilisation de l'hydrogène comme carburant augmente la production d'eau gazeuse à la sortie du système de propulsion, ce qui peut contribuer à l'augmentation des traînées de condensation avec des effets nocifs dans l'environnement.
- [0007] Par ailleurs, une problématique des turbomachines de moteurs d'aviation est le prélèvement d'air du compresseur pour alimenter la cabine de l'aéronef. Ces prélèvements causent la réduction du débit travaillant dans le compresseur, ce qui réduit le rendement total du moteur et augmente la consommation de carburant.
- [0008] Un objectif de l'invention est d'obtenir un dispositif de propulsion d'un aéronef, utilisant de l'hydrogène, ainsi qu'un aéronef muni de celui-ci et un procédé de propulsion d'un aéronef, qui limitent les impacts mentionnés ci-dessus.
- [0009] À cet effet, un premier objet de l'invention est un dispositif de propulsion d'un aéronef, comportant
 - au moins un premier réservoir d'hydrogène,
 - au moins un générateur de force de propulsion aéronautique à carburant comportant de l'hydrogène, le générateur de force de propulsion aéronautique comportant au moins un premier conduit d'arrivée d'hydrogène, qui est relié au premier réservoir d'hydrogène, et au moins un deuxième conduit d'éjection de produits de combustion, qui sont émis par la combustion de l'hydrogène,

caractérisé en ce que le dispositif de propulsion comporte en outre au moins un condenseur d'eau liquide, qui est relié au moins au deuxième conduit d'éjection de produits de combustion et qui est configuré pour extraire de l'eau liquide à partir du deuxième conduit d'éjection de produits de combustion, le condenseur comportant au moins une première canalisation de fourniture de l'eau liquide, au moins un deuxième réservoir d'eau, qui est alimenté en eau par la première canalisation de fourniture de l'eau liquide, au moins un électrolyseur, qui est alimenté en eau par le deuxième réservoir d'eau, qui est configuré pour électrolyser l'eau et fournir de l'hydrogène sur une deuxième canalisation de fourniture d'hydrogène, laquelle est reliée au premier réservoir d'hydrogène, pour alimenter en hydrogène le premier réservoir d'hydrogène.

- [0010] L'invention permet ainsi d'obtenir un système de récupération et de reconversion de l'eau gazeuse éjectée par le générateur de force de propulsion aéronautique utilisant de l'hydrogène (pouvant être une turbine à gaz ou une pile à combustible) pour générer du nouveau carburant à hydrogène. Cette proposition est une alternative pour une meilleure utilisation des ressources, pour une réduction du poids de l'aéronef et pour une réduction des émissions des gaz à effet de serre.
- [0011] Suivant un mode de réalisation de l'invention, le générateur de force de propulsion aéronautique comporte une turbomachine de propulsion aéronautique, utilisant comme carburant au moins de l'hydrogène issu du premier conduit d'arrivée d'hydrogène.
- [0012] Suivant un mode de réalisation de l'invention, la turbomachine de propulsion aéronautique comporte, de l'amont vers l'aval dans le sens d'écoulement des gaz, une soufflante rotative d'air, au moins un compresseur d'air relié à au moins un arbre rotatif de transmission, une chambre de combustion, qui est alimentée en air par le compresseur d'air et qui est alimentée en hydrogène par le premier conduit d'arrivée d'hydrogène, au moins une turbine reliée à l'arbre rotatif de transmission et débouchant dans le deuxième conduit d'éjection de produits de combustion.
- [0013] Suivant un mode de réalisation de l'invention, le dispositif de propulsion comportant en outre un troisième réservoir d'oxygène, qui comporte au moins une troisième canalisation d'arrivée d'oxygène reliée à l'électrolyseur pour recevoir de l'oxygène produit par l'électrolyseur.
- [0014] Suivant un mode de réalisation de l'invention, la turbomachine de propulsion aéronautique du générateur de force de propulsion aéronautique utilise comme carburant, en plus de de l'hydrogène issu du premier conduit d'arrivée d'hydrogène, du kérosène issu d'au moins un troisième conduit alimenté en kérosène par un quatrième réservoir de kérosène.
- [0015] Suivant un mode de réalisation de l'invention, le générateur de force de propulsion aéronautique comporte une pile à combustible, qui utilise comme carburant

l'hydrogène issu du premier conduit d'arrivée d'hydrogène et comportant au moins un quatrième conduit d'alimentation en oxygène, pour générer de l'électricité sur au moins une sortie de production d'électricité de la pile à combustible, reliée à au moins une entrée de consommation d'électricité du générateur de force de propulsion aéronautique,

le dispositif de propulsion comportant en outre un troisième réservoir d'oxygène, qui est relié au quatrième conduit pour alimenter en oxygène la pile à combustible.

- [0016] Suivant un mode de réalisation de l'invention, le troisième réservoir d'oxygène comporte au moins une troisième canalisation d'arrivée d'oxygène reliée à l'électrolyseur pour recevoir de l'oxygène produit par l'électrolyseur.
- [0017] Suivant un mode de réalisation de l'invention, le dispositif de propulsion aéronautique comporte au moins une hélice de propulsion aéronautique et au moins un moteur électrique d'entraînement en rotation de l'hélice de propulsion aéronautique, le moteur électrique étant relié à l'entrée de consommation.
- [0018] Suivant un mode de réalisation de l'invention, le troisième réservoir d'oxygène comporte au moins une quatrième canalisation de sortie d'oxygène, destinée à être reliée à une cabine de l'aéronef.
- [0019] Suivant un mode de réalisation de l'invention, le dispositif de propulsion aéronautique comporte au moins une pompe de compression d'eau prévue sur la première canalisation de fourniture de l'eau liquide pour diriger l'eau du condenseur dans le deuxième réservoir d'eau.
- [0020] Suivant un mode de réalisation de l'invention, une masse initiale d'hydrogène est contenue dans le premier réservoir d'hydrogène.
- [0021] Suivant un mode de réalisation de l'invention, le dispositif de propulsion comporte au moins une batterie d'alimentation en électricité de l'électrolyseur.
- [0022] Suivant un mode de réalisation de l'invention, le dispositif de propulsion comporte au moins un quatrième réservoir de kérosène et au moins une autre turbomachine de propulsion aéronautique, utilisant comme carburant au moins du kérosène ou uniquement du kérosène, lequel est issu d'un autre conduit alimenté en kérosène par le quatrième réservoir de kérosène.
- [0023] Suivant un mode de réalisation de l'invention, le condenseur d'eau liquide est relié en outre à au moins un autre conduit d'éjection de produits de combustion de l'autre turbomachine de propulsion aéronautique.
- [0024] Un deuxième objet de l'invention est un aéronef, comportant au moins un dispositif de propulsion tel que décrit ci-dessus.
- [0025] Suivant un mode de réalisation de l'invention, l'aéronef comporte au moins un quatrième réservoir de kérosène et au moins une autre turbomachine de propulsion aéronautique, utilisant comme carburant au moins du kérosène ou uniquement du

kérosène, lequel est issu d'un autre conduit alimenté en kérosène par le quatrième réservoir de kérosène.

[0026] Un troisième objet de l'invention est un procédé de propulsion d'un aéronef à l'aide du dispositif de propulsion de l'aéronef tel que décrit ci-dessus, procédé comportant les étapes suivantes :

fourniture d'hydrogène par le au moins un premier réservoir d'hydrogène au au moins un générateur de force de propulsion aéronautique à carburant comportant de l'hydrogène,

éjection de produits de combustion dans le au moins un deuxième conduit d'éjection de produits de combustion, qui sont émis par la combustion de l'hydrogène dans le au moins un générateur de force de propulsion aéronautique,

condensation et extraction de l'eau liquide dans le au moins un condenseur d'eau liquide à partir du deuxième conduit d'éjection de produits de combustion,

fourniture de l'eau liquide du au moins un condenseur d'eau liquide par la au moins une première canalisation dans le au moins un deuxième réservoir d'eau,

alimentation en eau du au moins un électrolyseur par le deuxième réservoir d'eau, et électrolyse de l'eau par le au moins un électrolyseur, pour fournir de l'hydrogène sur la deuxième canalisation de fourniture d'hydrogène, laquelle est reliée au premier réservoir d'hydrogène, pour alimenter en hydrogène le premier réservoir d'hydrogène.

[0027] L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description qui va suivre, donnée uniquement à titre d'exemple non limitatif en référence aux figures ci-dessous des dessins annexés.

[0028] [Fig.1] est un synoptique modulaire représentant schématiquement un dispositif de propulsion d'un aéronef suivant un premier mode de réalisation de l'invention.

[0029] [Fig.2] est un synoptique modulaire représentant schématiquement un dispositif de propulsion d'un aéronef suivant un deuxième mode de réalisation de l'invention.

[0030] [Fig.3] représente une vue schématique en demi-coupe axiale d'une turbomachine pouvant être utilisée dans les premier et deuxième modes de réalisations de l'invention des figures 1 et 2.

[0031] [Fig.4] représente un synoptique modulaire représentant schématiquement un dispositif de propulsion d'un aéronef suivant un troisième mode de réalisation de l'invention.

[0032] [Fig.5] représente un synoptique modulaire représentant schématiquement un dispositif de propulsion d'un aéronef suivant un quatrième mode de réalisation de l'invention.

[0033] [Fig.6] représente une vue schématique de dessus d'un aéronef comportant un dispositif de propulsion suivant l'une des figures 1 à 5 selon un premier mode de réalisation de l'aéronef.

- [0034] [Fig.7] représente une vue schématique de dessus d'un aéronef comportant un dispositif de propulsion suivant l'une des figures 1 à 5 selon un deuxième mode de réalisation de l'aéronef.
- [0035] [Fig.8] représente un organigramme d'un procédé de propulsion suivant un mode de réalisation de l'invention.
- [0036] Dans ce qui suit, l'hydrogène est considéré comme étant du dihydrogène.
- [0037] Aux figures 1 à 7, le dispositif 1 de propulsion d'un aéronef A, comporte un (ou plusieurs) premier réservoir 3 d'hydrogène et un (ou plusieurs) générateur 2 de force de propulsion aéronautique, à carburant comportant de l'hydrogène. Le générateur 2 de force de propulsion aéronautique comporte un (ou plusieurs) premier conduit 21 d'arrivée d'hydrogène, qui est relié au premier réservoir 3 d'hydrogène pour alimenter en hydrogène le générateur 2 de force de propulsion aéronautique. Le générateur 2 de force de propulsion aéronautique comporte un (ou plusieurs) deuxième conduit 22 d'éjection de produits de combustion, qui sont émis par la combustion de l'hydrogène avec de l'oxygène dans le générateur 2 de force de propulsion aéronautique. L'aéronef A peut être par exemple un avion ou un hélicoptère.
- [0038] Suivant l'invention, le dispositif 1 de propulsion aéronautique comporte un (ou plusieurs) condenseur 4 d'eau liquide, qui est relié au deuxième conduit 22 d'éjection de produits de combustion de l'hydrogène, éventuellement par un ou plusieurs conduits intermédiaires 25 débouchant dans le deuxième conduit 22 d'éjection de produits de combustion. Le condenseur 4 d'eau liquide est agencé pour extraire de l'eau liquide à partir du deuxième conduit 22 d'éjection de produits de combustion, ces produits de combustion comportant de l'eau gazeuse éjectée dans un deuxième conduit 22 d'éjection, du fait de la combustion de l'hydrogène avec de l'oxygène dans le générateur 2 de force de propulsion aéronautique. Le condenseur 4 comporte une (ou plusieurs) première canalisation 41 de fourniture de l'eau liquide ainsi récupérée. Le dispositif 1 de propulsion aéronautique comporte un (ou plusieurs) deuxième réservoir 5 d'eau liquide, qui est alimenté en eau par la première canalisation 41 de fourniture de l'eau liquide.
- [0039] Une (ou plusieurs) pompe 42 de compression d'eau peut être prévue sur la première canalisation 41 de fourniture de l'eau liquide pour comprimer l'eau du condenseur 4 et la stocker dans le deuxième réservoir 5 d'eau.
- [0040] Suivant l'invention, le dispositif 1 de propulsion aéronautique comporte un (ou plusieurs) électrolyseur 6 (ou unité 6 d'électrolyse), qui est alimenté en eau par le deuxième réservoir 5 d'eau par une (ou plusieurs) conduite 51 d'eau. L'électrolyseur 6 électrolyse l'eau provenant du deuxième réservoir 5 d'eau, du condenseur 4 et du deuxième conduit 22 d'éjection de produits de combustion, pour la transformer en hydrogène sur une (ou plusieurs) deuxième canalisation 61 de fourniture d'hydrogène,

laquelle est reliée au premier réservoir 3 d'hydrogène, afin d'alimenter en hydrogène le premier réservoir 3 d'hydrogène, ainsi qu'en oxygène sur une (ou plusieurs) troisième canalisation 71.

- [0041] L'eau contenue dans les produits de combustion rejetés par le générateur 2 de force de propulsion aéronautique dans le deuxième conduit 22 d'éjection est ainsi reconvertie en hydrogène dans le premier réservoir 3 d'hydrogène, pour réalimenter en hydrogène le générateur 2 de force de propulsion aéronautique. Le condenseur 4 connecté en aval du deuxième conduit 22 d'éjection de produits de combustion du générateur 2 de force de propulsion et l'électrolyseur 6 en aval du condenseur 4 permettent de générer du nouveau carburant d'hydrogène, qui est stocké dans le réservoir 3 d'hydrogène. Le dispositif 1 suivant l'invention permet de réduire la production de traînées de condensation produits par la combustion d'hydrogène grâce à la reconversion de l'eau gazeuse dans la conduite 22 d'éjection du générateur 2 en nouveau carburant à hydrogène. Le dispositif 1 suivant l'invention permet de réduire la consommation nette de carburant à hydrogène du générateur 2 grâce à la reconversion de l'eau gazeuse dans la conduite 22 d'éjection du générateur 2 en nouveau carburant à hydrogène. Le dispositif 1 suivant l'invention permet ainsi d'augmenter le rendement du générateur 2 de force de propulsion aéronautique.
- [0042] Une masse initiale d'hydrogène peut être contenue dans le premier réservoir 3 d'hydrogène, par exemple pour servir à faire démarrer le générateur 2 de force de propulsion aéronautique ou pour le faire fonctionner pendant une certaine phase d'un vol de l'aéronef A. Du fait de la régénération d'hydrogène, le dispositif 1 suivant l'invention permet de réduire le poids et le volume du premier réservoir 3 d'hydrogène.
- [0043] Le dispositif 1 de propulsion aéronautique peut comporter une (ou plusieurs) batterie électrique 9 d'alimentation en électricité de l'électrolyseur 6. La (ou les) batterie électrique 9 sont initialement chargées en électricité.
- [0044] On décrit ci-dessous en référence aux figures 1, 2 et 3 les premier et deuxième modes de réalisation du dispositif 1 de propulsion aéronautique suivant l'invention, dans lesquels le générateur 2 de force de propulsion aéronautique est ou comporte une (ou plusieurs) turbomachine 2a de propulsion aéronautique, utilisant comme carburant au moins de l'hydrogène provenant du premier réservoir 3 d'hydrogène via le premier conduit 21 d'arrivée d'hydrogène.
- [0045] Ainsi que cela est représenté aux figures 1 à 3, la turbomachine 2a de propulsion aéronautique comporte, de l'amont vers l'aval dans le sens d'écoulement des gaz dans cette turbomachine 2a, une soufflante rotative 28 d'air, au moins un compresseur CBP, CHP d'air relié à au moins un arbre rotatif 131, 132 de transmission, une chambre 160 de combustion, qui est alimentée en air par le compresseur CBP, CHP d'air et qui est alimentée en hydrogène par le premier conduit 21 d'arrivée d'hydrogène, au moins une

turbine THP, TBP reliée à l'arbre rotatif de transmission pour fournir de la puissance au compresseur CBP, CHP. La turbine TBP débouche dans le deuxième conduit 22 d'éjection de produits de combustion. Un exemple de réalisation de la turbomachine 2a de propulsion aéronautique sera décrit plus en détail ci-dessous en référence à la [Fig.3].

- [0046] Dans les premier et deuxième modes de réalisation des figures 1 et 2, le dispositif 1 de propulsion comporte un troisième réservoir 7 d'oxygène, qui est alimenté en oxygène par l'électrolyseur 6 via la (ou les) troisième canalisation 71 d'arrivée d'oxygène reliée à l'électrolyseur 6. Le troisième réservoir 7 d'oxygène peut être relié à une (ou plusieurs) quatrième canalisation 72 de sortie d'oxygène, destinée à être reliée à un système d'approvisionnement d'oxygène (figures 6 et 7) pour l'alimenter une cabine C de l'aéronef au moins en partie en oxygène, la cabine C devant recevoir des êtres humains (équipage ou passagers de l'aéronef). Cela permet de diminuer ou éliminer les prélèvements d'air venant du compresseur CBP et/ou CHP pour alimenter ce système d'approvisionnement d'oxygène de la cabine C, ce qui permet d'augmenter le rendement du compresseur CBP et/ou CHP et de la turbomachine 2a. Bien entendu, l'oxygène de la cabine C peut provenir également de sources d'oxygène autres que le troisième réservoir 7 d'oxygène.
- [0047] Dans le premier mode de réalisation du dispositif 1 de propulsion aéronautique de la [Fig.1], la turbomachine 2a de propulsion aéronautique du générateur 2 de force de propulsion aéronautique utilise comme carburant uniquement l'hydrogène, qui est issu du premier conduit 21 d'arrivée d'hydrogène et du réservoir 3 d'hydrogène et qui a été obtenu par électrolyse de l'eau issue des produits de combustion rejetés par la turbomachine 2a dans le deuxième conduit 22 d'éjection.
- [0048] Dans le deuxième mode de réalisation du dispositif 1 de propulsion aéronautique de la [Fig.2], la turbomachine 2a de propulsion aéronautique du générateur 2 de force de propulsion aéronautique comporte un quatrième réservoir 8 de kérosène pour alimenter en kérosène la chambre 160 de combustion via un (ou plusieurs) troisième conduit 23. La turbomachine 2a de propulsion aéronautique utilise comme carburants l'hydrogène, qui est issu du premier conduit 21 d'arrivée d'hydrogène et du réservoir 3 d'hydrogène et qui a été obtenu par électrolyse de l'eau issue des produits de combustion rejetés par la turbomachine 2a dans le deuxième conduit 22 d'éjection, et le kérosène issu du troisième conduit 23 et du quatrième réservoir 8 de kérosène. Cela permet de diminuer la consommation de kérosène de la turbomachine 2a et de diminuer les rejets de dioxyde de carbone de la turbomachine 2a. La tuyère 380 d'éjection des gaz permet l'éjection vers l'extérieur du dioxyde de carbone, qui a été produit par la combustion du kérosène dans la chambre 160.
- [0049] Dans l'exemple de la [Fig.3], la turbomachine 2a de propulsion aéronautique a

comme carburant du dihydrogène (et éventuellement du kérosène), qui est mis en combustion avec de l'air comprimé du flux primaire FP dans la chambre 160 de combustion. L'hydrogène peut être stocké à l'état liquide dans un ou plusieurs réservoirs 3 d'hydrogène sur l'aéronef portant la turbomachine 2a.

- [0050] La turbomachine 2a de propulsion aéronautique s'étend autour d'un axe AX ou direction axiale AX orientée de l'amont vers l'aval. Par la suite, les termes « amont », respectivement « aval » sont pris le long de la direction générale des gaz qui s'écoulent dans la turbomachine 2a selon l'axe AX. La direction allant de l'intérieur vers l'extérieur est la direction radiale DR partant de l'axe AX.
- [0051] La turbomachine 2a peut être par exemple à double corps. La turbomachine 2a comprend un premier étage formé par la soufflante rotative 28 et un moteur à turbine à gaz central 130, situé en aval de la soufflante rotative 28. Le moteur à turbine à gaz central 130 comprend, de l'amont vers l'aval dans le sens d'écoulement des gaz, le compresseur basse pression CBP, le compresseur haute pression CHP, la chambre de combustion 160, la turbine haute pression THP et la turbine basse pression TBP, qui délimitent un flux primaire de gaz FP. La soufflante rotative 28 comprend un ensemble d'aubes 281 rotatives de soufflante s'étendant radialement vers l'extérieur depuis un moyeu rotatif 250 de soufflante. La turbomachine 2a comporte une extrémité amont d'admission 290 située en amont de la soufflante 28, et le deuxième conduit 22 d'éjection de produits de combustion, situé à une extrémité aval d'échappement 370 ou écope 370. La turbomachine 2a comprend également un carter inter-veine 360 qui délimite une veine primaire dans laquelle circule le flux primaire FP qui traverse en aval de la soufflante 28 successivement le compresseur basse pression CBP, la chambre 160 de combustion, le compresseur haute pression CHP, la turbine haute pression THP et la turbine basse pression TBP.
- [0052] Le carter inter-veine 360 comporte, de l'amont vers l'aval, un carter 361 du compresseur basse pression CBP, un carter intermédiaire 260, qui est interposé entre le compresseur basse pression CBP et le compresseur haute pression CHP, un carter 362 du compresseur haute pression CHP, un carter 363 de la turbine haute pression THP et un carter 190 de la turbine basse pression TBP.
- [0053] Le compresseur basse pression CBP et le compresseur haute pression CHP peuvent comporter chacun un ou plusieurs étages, chaque étage étant formé par un ensemble d'aubes fixes (ou aubage de stator) et un ensemble d'aubes rotatives (ou aubage de rotor).
- [0054] Les aubes fixes, non représentées, du compresseur basse pression CBP sont fixées au carter 361. Les aubes rotatives 120 du compresseur basse pression CBP sont fixées au premier arbre rotatif 131 de transmission.
- [0055] Les aubes fixes, non représentées, du compresseur haute pression CHP sont fixées au

carter 362. Les aubes rotatives 104 du compresseur haute pression CHP sont fixées à un deuxième arbre rotatif 132 de transmission.

- [0056] La turbine haute pression THP et la turbine basse pression TBP peuvent comporter chacun un ou plusieurs étages, chaque étage étant formé par un ensemble d'aubes fixes (ou aubage de stator) et un ensemble d'aubes rotatives (ou aubage de rotor).
- [0057] Les aubes fixes, non représentées, de la turbine haute pression THP sont fixées au carter 363. Les aubes rotatives 106 de la turbine haute pression THP sont fixées au deuxième arbre rotatif 132 de transmission.
- [0058] Les aubes fixes, non représentées, de la turbine basse pression TBP sont fixées au carter 190. Les aubes rotatives 108 de la turbine basse pression TBP sont fixées au premier arbre rotatif 131 de transmission.
- [0059] En fonctionnement, l'air s'écoule à travers la soufflante rotative 28 et une première partie FP (flux primaire FP) du flux d'air est acheminée à travers le compresseur basse pression CBP et le compresseur haute pression CHP, dans lesquels le flux d'air est comprimé et envoyé à la chambre de combustion 160. Les produits de combustion chauds (gaz d'échappement, non représentés sur les figures) provenant de la chambre de combustion 160 sont utilisés pour entraîner les turbines THP et TBP et produire ainsi la poussée de la turbomachine 2a. Les gaz d'échappement produits par la combustion de l'hydrogène dans la chambre 160 de combustion de la turbomachine 2a contiennent de la vapeur d'eau et sont envoyés dans le flux primaire FP successivement en aval dans les aubes 106 de la turbine haute pression THP, puis dans les aubes 108 de la turbine basse pression TBP.
- [0060] Les aubes 108 rotatives de la turbine basse pression TBP entraînent par le premier arbre rotatif 131 de transmission les aubes rotatives 120 du compresseur basse pression CBP en rotation autour de l'axe AX sous l'effet de la poussée des gaz de combustion provenant de la chambre de combustion 160. Les aubes rotatives 106 de la turbine haute pression THP entraînent par le deuxième arbre rotatif 132 de transmission les aubes rotatives 104 du compresseur haute pression CHP en rotation autour de l'axe AX sous l'effet de la poussée des gaz de combustion provenant de la chambre de combustion 160.
- [0061] La turbomachine 2a comprend également une veine secondaire 390 qui est utilisée pour faire passer un flux secondaire FS du flux d'air évacué de la soufflante rotative 28 autour du carter inter-veine 360. Plus précisément, la veine secondaire 390 s'étend entre une paroi interne 350 d'un carénage 300 ou nacelle 300 et le carter inter-veine 360 entourant le moteur à turbine à gaz central 130. Des bras non représentés relient le carter intermédiaire 260 à la paroi interne 350 du carénage 300 dans la veine secondaire 390 du flux secondaire FS1.
- [0062] La turbine basse pression TBP comporte dans sa partie aval suivant la direction AX

un carter arrière 101 délimitant le deuxième conduit 22 (par exemple annulaire) d'éjection de produits de combustion de la turbomachine 2a, contenant de la vapeur d'eau issue de la combustion de l'hydrogène (et éventuellement de kérosène) dans la chambre 160 de combustion. Le carter arrière 101 et le conduit 22 sont reliés en aval à la tuyère 380 d'éjection des gaz.

- [0063] On décrit ci-dessous en référence aux figures 4 et 5 les troisième et quatrième modes de réalisation du dispositif 1 de propulsion aéronautique suivant l'invention, dans lesquels le générateur 2 de force de propulsion aéronautique est ou comporte une (ou plusieurs) pile 2b à combustible.
- [0064] La pile 2b à combustible utilise comme carburant au moins de l'hydrogène provenant du premier réservoir 3 d'hydrogène via le premier conduit 21 d'arrivée d'hydrogène, et de l'oxygène envoyé par le troisième réservoir 7 d'oxygène via un quatrième conduit 24 d'alimentation en oxygène, pour générer de l'électricité (courant électrique non nul, tension électrique non nulle) sur une (ou plusieurs) sortie 12 de production d'électricité à partir de la combustion de cet hydrogène et de cet oxygène.
- [0065] Ainsi, le dispositif 1 suivant les figures 4 et 5 permet de réduire la consommation nette d'oxygène du générateur 2 grâce à la reconversion de l'eau gazeuse dans la conduite 22 d'éjection du générateur 2 en nouvel oxygène.
- [0066] Une (ou plusieurs) entrée 13 de consommation d'électricité du générateur 2 de force de propulsion aéronautique sont reliées à la (ou aux) sortie 12 de production d'électricité de la pile 2b à combustible, pour alimenter le générateur 2 de force de propulsion aéronautique en électricité, ayant été générée par la pile 2b à combustible.
- [0067] Le troisième réservoir 7 d'oxygène comporte la (ou les) troisième canalisation 71 d'arrivée d'oxygène reliée à l'électrolyseur 6 pour recevoir de l'oxygène produit par l'électrolyseur 6.
- [0068] Dans le troisième mode de réalisation du dispositif 1 de propulsion aéronautique de la [Fig.4], la pile 2b à combustible entraîne une (ou plusieurs) hélice 11 de propulsion aéronautique.
- [0069] Dans le quatrième mode de réalisation de la [Fig.5], le dispositif 1 de propulsion aéronautique comporte un (ou plusieurs) moteur électrique 10 d'entraînement en rotation d'une (ou plusieurs) hélice 11 de propulsion aéronautique. Le moteur électrique 10 est relié à l'entrée 13 de consommation d'électricité du générateur 2 de force de propulsion aéronautique, cette entrée 13 de consommation d'électricité étant reliée à la (ou aux) sortie 12 de production d'électricité de la pile 2b à combustible.
- [0070] Ainsi que représenté aux figures 6 et 7, l'aéronef A peut comporter un ou plusieurs dispositif 1 de propulsion, ayant un ou plusieurs générateur 2 de force de propulsion aéronautique, comme par exemple une ou plusieurs turbomachines aéronautiques 2a servant à propulser l'aéronef A dans les airs et/ou une ou plusieurs piles 2b à com-

bustible servant à propulser l'aéronef A dans les airs.

[0071] Dans le mode de réalisation de la [Fig.6], l'aéronef A ne comporte qu'un ou plusieurs générateurs 2 de force de propulsion aéronautique du type décrit ci-dessus pour le propulser dans les airs.

[0072] Dans le mode de réalisation de la [Fig.7], le dispositif 1 de propulsion et/ou l'aéronef A comporte, en plus d'un ou plusieurs générateurs 2 de force de propulsion aéronautique du type décrit ci-dessus, une (ou plusieurs) autre turbomachine T de propulsion aéronautique, utilisant comme carburant au moins du kérosène ou uniquement du kérosène. L'aéronef A comporte un ou plusieurs quatrième réservoir 8 de kérosène, qui alimente en kérosène l'autre ou les autres turbomachines T de propulsion aéronautique via une (ou plusieurs) autre conduit 81 de kérosène. L'autre (ou les autres) turbomachine T de propulsion aéronautique peut par exemple servir à faire décoller l'aéronef ou à le propulser pendant une certaine phase d'un vol de l'aéronef A. Dans ce cas, le dispositif 1 de propulsion et la ou les générateurs 2 de force de propulsion aéronautique suivant l'invention peuvent servir de propulseurs d'appoint et permettent de diminuer la consommation de kérosène et de diminuer les rejets de dioxyde de carbone de l'autre (ou des autres) turbomachine T de propulsion aéronautique.

[0073] Le condenseur 4 d'eau liquide du dispositif 1 de propulsion suivant l'invention peut être relié à un (ou plusieurs) autre conduit 22b d'éjection de produits de combustion de l'autre turbomachine T de propulsion aéronautique, pour récupérer de l'eau présente dans ces produits de combustion de l'autre turbomachine T de propulsion aéronautique. Cela permet d'augmenter la production d'hydrogène de l'électrolyseur 6 et l'alimentation du réservoir 3 en hydrogène produit par l'électrolyseur 6. Cette (ou ces) autre turbomachine T de propulsion aéronautique comporte une autre tuyère d'éjection des gaz permettant l'éjection vers l'extérieur du dioxyde de carbone, qui a été produit par la combustion du kérosène dans la chambre de combustion de cette (ou ces) autre turbomachine T de propulsion aéronautique.

[0074] Le condenseur 4, le réservoir 5 d'eau, l'électrolyseur 6, le réservoir 3 d'hydrogène et le réservoir 7 d'oxygène peuvent être disposés dans le fuselage F de l'aéronef A.

[0075] L'invention concerne également un procédé de propulsion d'un aéronef à l'aide du dispositif 1 de propulsion de l'aéronef, procédé comportant les étapes suivantes :

fourniture, au cours d'une première étape E1, d'hydrogène par le au moins un premier réservoir 3 d'hydrogène au au moins un générateur 2 de force de propulsion aéronautique à carburant comportant de l'hydrogène,

éjection, au cours d'une deuxième étape E2 postérieure à la première étape E1, de produits de combustion dans le au moins un deuxième conduit 22 d'éjection de produits de combustion, qui sont émis par la combustion de l'hydrogène dans le au

moins un générateur 2 de force de propulsion aéronautique, condensation et extraction, au cours d'une troisième étape E3 postérieure à la deuxième étape E2, de l'eau liquide dans le au moins un condenseur 4 d'eau liquide à partir du deuxième conduit 22 d'éjection de produits de combustion, fourniture, au cours d'une quatrième étape E4 postérieure à la troisième étape E3, de l'eau liquide du au moins un condenseur 4 d'eau liquide par la au moins une première canalisation 41 dans le au moins un deuxième réservoir 5 d'eau, alimentation, au cours d'une cinquième étape E5 postérieure à la quatrième étape E4, en eau du au moins un électrolyseur 6 par le deuxième réservoir 5 d'eau, et électrolyse de l'eau par le au moins un électrolyseur 6, pour fournir de l'hydrogène sur la deuxième canalisation 61 de fourniture d'hydrogène, laquelle est reliée au premier réservoir 3 d'hydrogène, pour alimenter en hydrogène le premier réservoir 3 d'hydrogène.

- [0076] Bien entendu, les modes de réalisation, caractéristiques, possibilités et exemples décrits ci-dessus peuvent être combinés l'un avec l'autre ou être sélectionnés indépendamment l'un de l'autre.

Revendications

- [Revendication 1] Dispositif (1) de propulsion d'un aéronef, comportant au moins un premier réservoir (3) d'hydrogène, au moins un générateur (2) de force de propulsion aéronautique à carburant comportant de l'hydrogène, le générateur (2) de force de propulsion aéronautique comportant au moins un premier conduit (21) d'arrivée d'hydrogène, qui est relié au premier réservoir (3) d'hydrogène, et au moins un deuxième conduit (22) d'éjection de produits de combustion, qui sont émis par la combustion de l'hydrogène, caractérisé en ce que le dispositif (1) de propulsion comporte en outre au moins un condenseur (4) d'eau liquide, qui est relié au moins au deuxième conduit (22) d'éjection de produits de combustion et qui est configuré pour extraire de l'eau liquide à partir du deuxième conduit (22) d'éjection de produits de combustion, le condenseur (4) comportant au moins une première canalisation (41) de fourniture de l'eau liquide, au moins un deuxième réservoir (5) d'eau, qui est alimenté en eau par la première canalisation (41) de fourniture de l'eau liquide, au moins un électrolyseur (6), qui est alimenté en eau par le deuxième réservoir (5) d'eau, qui est configuré pour électrolyser l'eau et fournir de l'hydrogène sur une deuxième canalisation (61) de fourniture d'hydrogène, laquelle est reliée au premier réservoir (3) d'hydrogène, pour alimenter en hydrogène le premier réservoir (3) d'hydrogène, le dispositif (1) de propulsion comportant en outre un troisième réservoir (7) d'oxygène, qui comporte au moins une troisième canalisation (71) d'arrivée d'oxygène reliée à l'électrolyseur (6) pour recevoir de l'oxygène produit par l'électrolyseur (6), le troisième réservoir (7) d'oxygène comportant au moins une quatrième canalisation (72) de sortie d'oxygène, destinée à être reliée à une cabine (C) de l'aéronef.
- [Revendication 2] Dispositif suivant la revendication 1, caractérisé en ce que le générateur (2) de force de propulsion aéronautique comporte une turbomachine (2a) de propulsion aéronautique, utilisant comme carburant au moins de l'hydrogène issu du premier conduit (21) d'arrivée d'hydrogène.
- [Revendication 3] Dispositif suivant la revendication 1 ou 2, caractérisé en ce que la turbomachine (2a) de propulsion aéronautique comporte, de l'amont vers l'aval dans le sens d'écoulement des gaz, une soufflante rotative (28)

d'air, au moins un compresseur (CBP, CHP) d'air relié à au moins un arbre rotatif de transmission, une chambre (160) de combustion, qui est alimentée en air par le compresseur (CBP, CHP) d'air et qui est alimentée en hydrogène par le premier conduit (21) d'arrivée d'hydrogène, au moins une turbine (THP, TBP) reliée à l'arbre rotatif de transmission et débouchant dans le deuxième conduit (22) d'éjection de produits de combustion.

[Revendication 4] Dispositif suivant la revendication 2 ou 3, caractérisé en ce que la turbomachine (2a) de propulsion aéronautique du générateur (2) de force de propulsion aéronautique utilise comme carburant, en plus de de l'hydrogène issu du premier conduit (21) d'arrivée d'hydrogène, du kérosène issu d'au moins un troisième conduit (23) alimenté en kérosène par un quatrième réservoir (8) de kérosène.

[Revendication 5] Dispositif suivant la revendication 1, caractérisé en ce que le générateur (2) de force de propulsion aéronautique comporte une pile (2b) à combustible, qui utilise comme carburant l'hydrogène issu du premier conduit (21) d'arrivée d'hydrogène et comportant au moins un quatrième conduit (24) d'alimentation en oxygène, pour générer de l'électricité sur au moins une sortie (12) de production d'électricité de la pile (2b) à combustible, reliée à au moins une entrée (13) de consommation d'électricité du générateur (2) de force de propulsion aéronautique, le dispositif (1) de propulsion comportant en outre un troisième réservoir (7) d'oxygène, qui est relié au quatrième conduit (24) pour alimenter en oxygène la pile (2b) à combustible.

[Revendication 6] Dispositif suivant la revendication 5, caractérisé en ce que le troisième réservoir (7) d'oxygène comporte au moins une troisième canalisation (71) d'arrivée d'oxygène reliée à l'électrolyseur (6) pour recevoir de l'oxygène produit par l'électrolyseur (6).

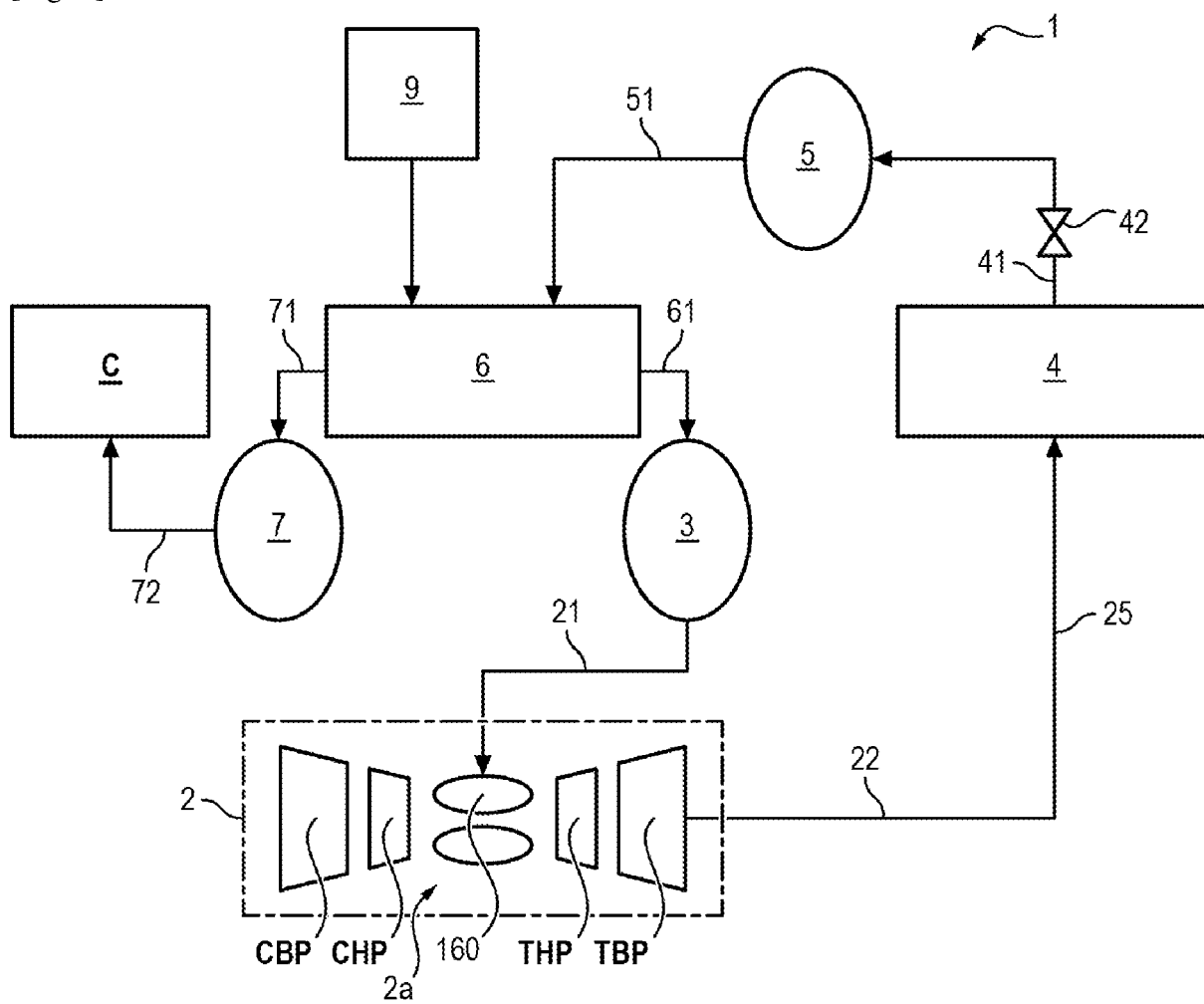
[Revendication 7] Dispositif suivant la revendication 5 ou 6, caractérisé en ce que le dispositif (1) de propulsion aéronautique comporte au moins une hélice (11) de propulsion aéronautique et au moins un moteur électrique (10) d'entraînement en rotation de l'hélice (11) de propulsion aéronautique, le moteur électrique (10) étant relié à l'entrée (13) de consommation.

[Revendication 8] Dispositif suivant l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que le dispositif (1) de propulsion aéronautique comporte au moins une pompe (42) de compression d'eau prévue sur la première canalisation (41) de fourniture de l'eau liquide pour diriger l'eau du

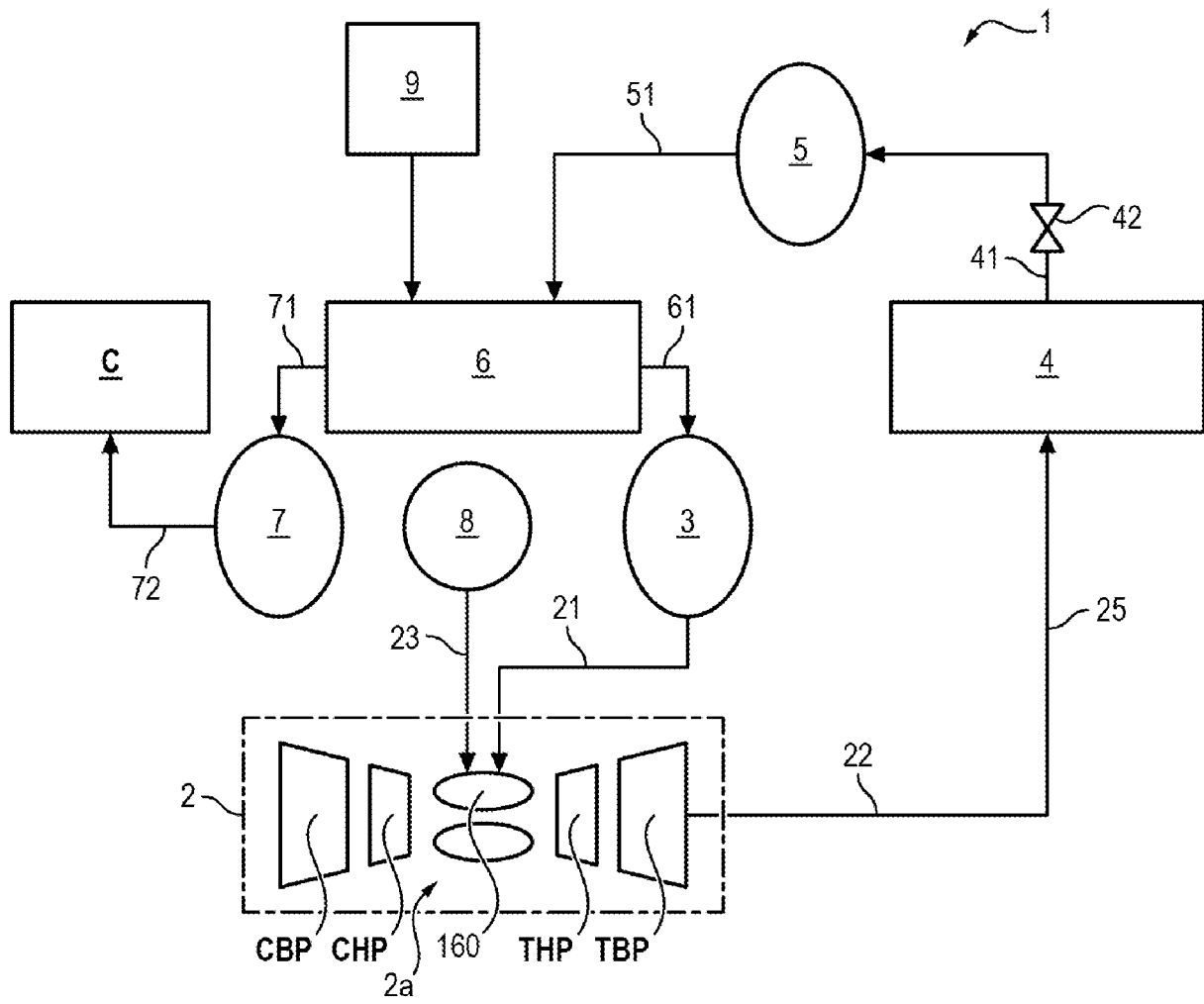
- condenseur (4) dans le deuxième réservoir (5) d'eau.
- [Revendication 9] Dispositif suivant l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'une masse initiale d'hydrogène est contenue dans le premier réservoir (3) d'hydrogène.
- [Revendication 10] Dispositif suivant l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte au moins une batterie (9) d'alimentation en électricité de l'électrolyseur (6).
- [Revendication 11] Dispositif suivant l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte au moins un quatrième réservoir (8) de kérosène et au moins une autre turbomachine (T) de propulsion aéronautique, utilisant comme carburant au moins du kérosène ou uniquement du kérosène, lequel est issu d'un autre conduit (81) alimenté en kérosène par le quatrième réservoir (8) de kérosène.
- [Revendication 12] Dispositif suivant la revendication 11, caractérisé en ce que le condenseur (4) d'eau liquide est relié en outre à au moins un autre conduit (22b) d'éjection de produits de combustion de l'autre turbomachine (T) de propulsion aéronautique.
- [Revendication 13] Aéronef, comportant au moins un dispositif (1) de propulsion suivant l'une quelconque des revendications précédentes.
- [Revendication 14] Aéronef suivant la revendication 13, comportant au moins un quatrième réservoir (8) de kérosène et au moins une autre turbomachine (T) de propulsion aéronautique, utilisant comme carburant au moins du kérosène ou uniquement du kérosène, lequel est issu d'un autre conduit (81) alimenté en kérosène par le quatrième réservoir (8) de kérosène.
- [Revendication 15] Procédé de propulsion d'un aéronef à l'aide du dispositif (1) de propulsion de l'aéronef suivant l'une quelconque des revendications 1 à 12, procédé comportant les étapes suivantes :
- fourniture (E1) d'hydrogène par le au moins un premier réservoir (3) d'hydrogène au au moins un générateur (2) de force de propulsion aéronautique à carburant comportant de l'hydrogène,
- éjection (E2) de produits de combustion dans le au moins un deuxième conduit (22) d'éjection de produits de combustion, qui sont émis par la combustion de l'hydrogène dans le au moins un générateur (2) de force de propulsion aéronautique,
- condensation et extraction (E3) de l'eau liquide dans le au moins un condenseur (4) d'eau liquide à partir du deuxième conduit (22) d'éjection de produits de combustion,
- fourniture (E4) de l'eau liquide du au moins un condenseur (4) d'eau

liquide par la au moins une première canalisation (41) dans le au moins un deuxième réservoir (5) d'eau, alimentation (E5) en eau du au moins un électrolyseur (6) par le deuxième réservoir (5) d'eau, et électrolyse de l'eau par le au moins un électrolyseur (6), pour fournir de l'hydrogène sur la deuxième canalisation (61) de fourniture d'hydrogène, laquelle est reliée au premier réservoir (3) d'hydrogène, pour alimenter en hydrogène le premier réservoir (3) d'hydrogène.

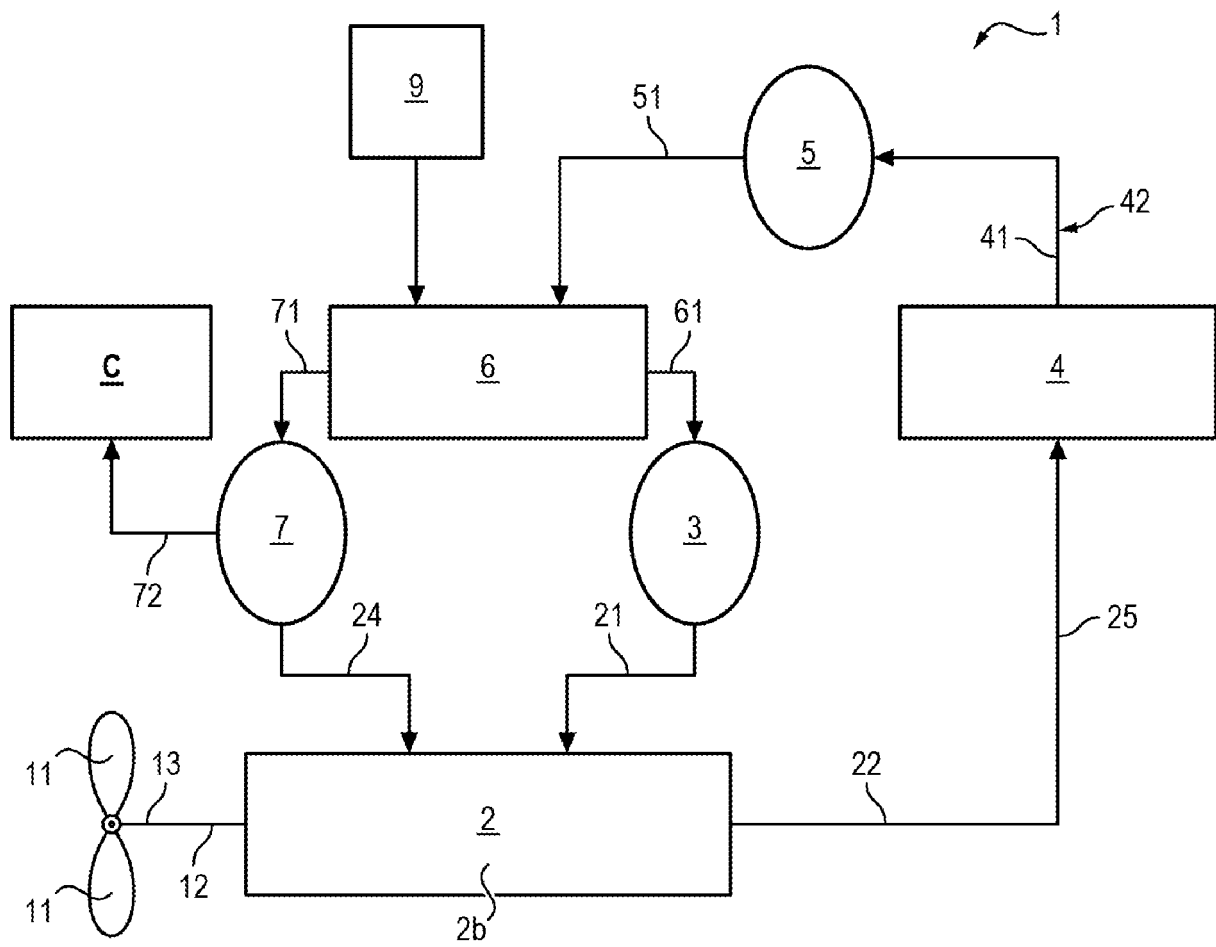
[Fig. 1]



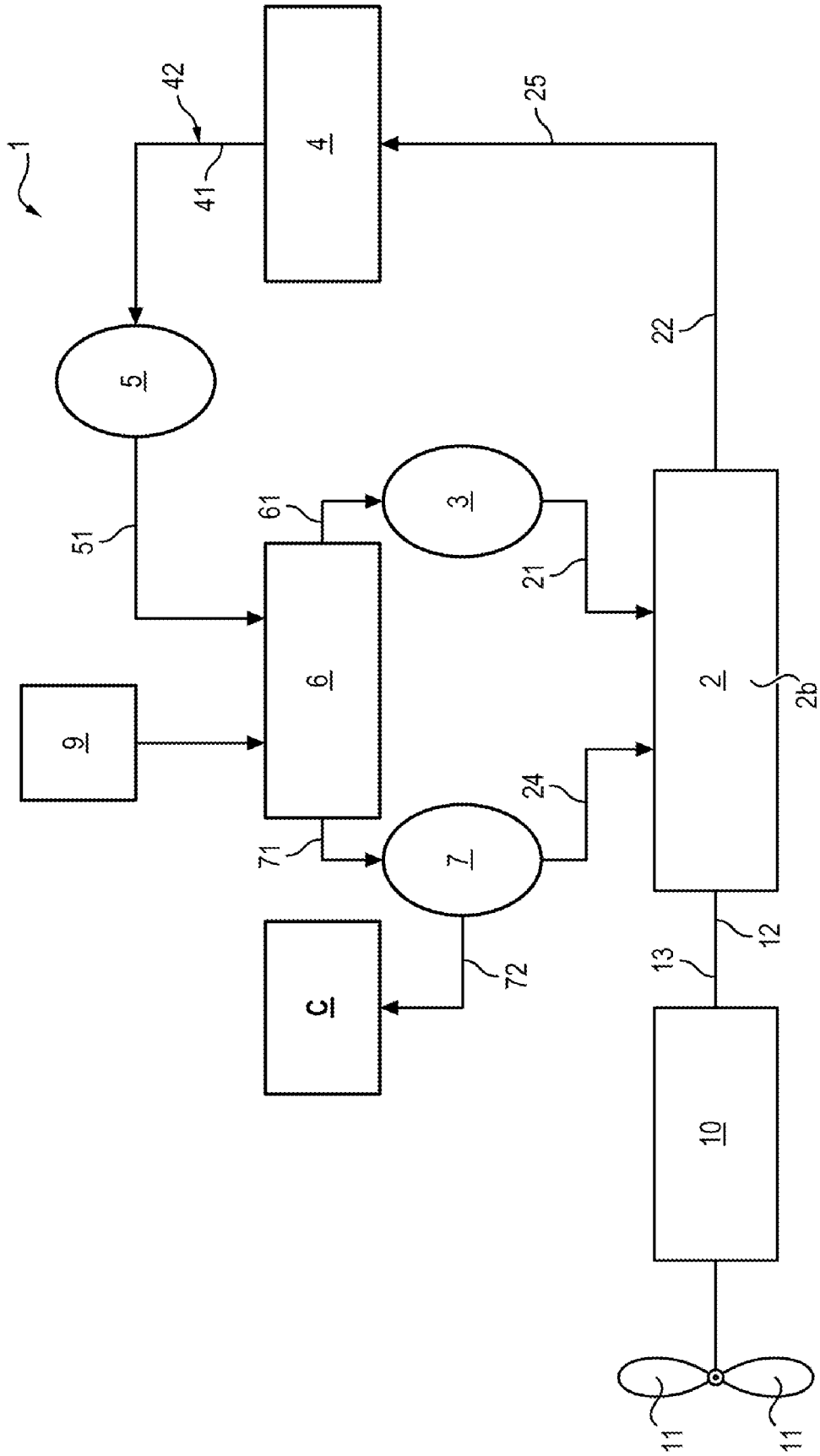
[Fig. 2]



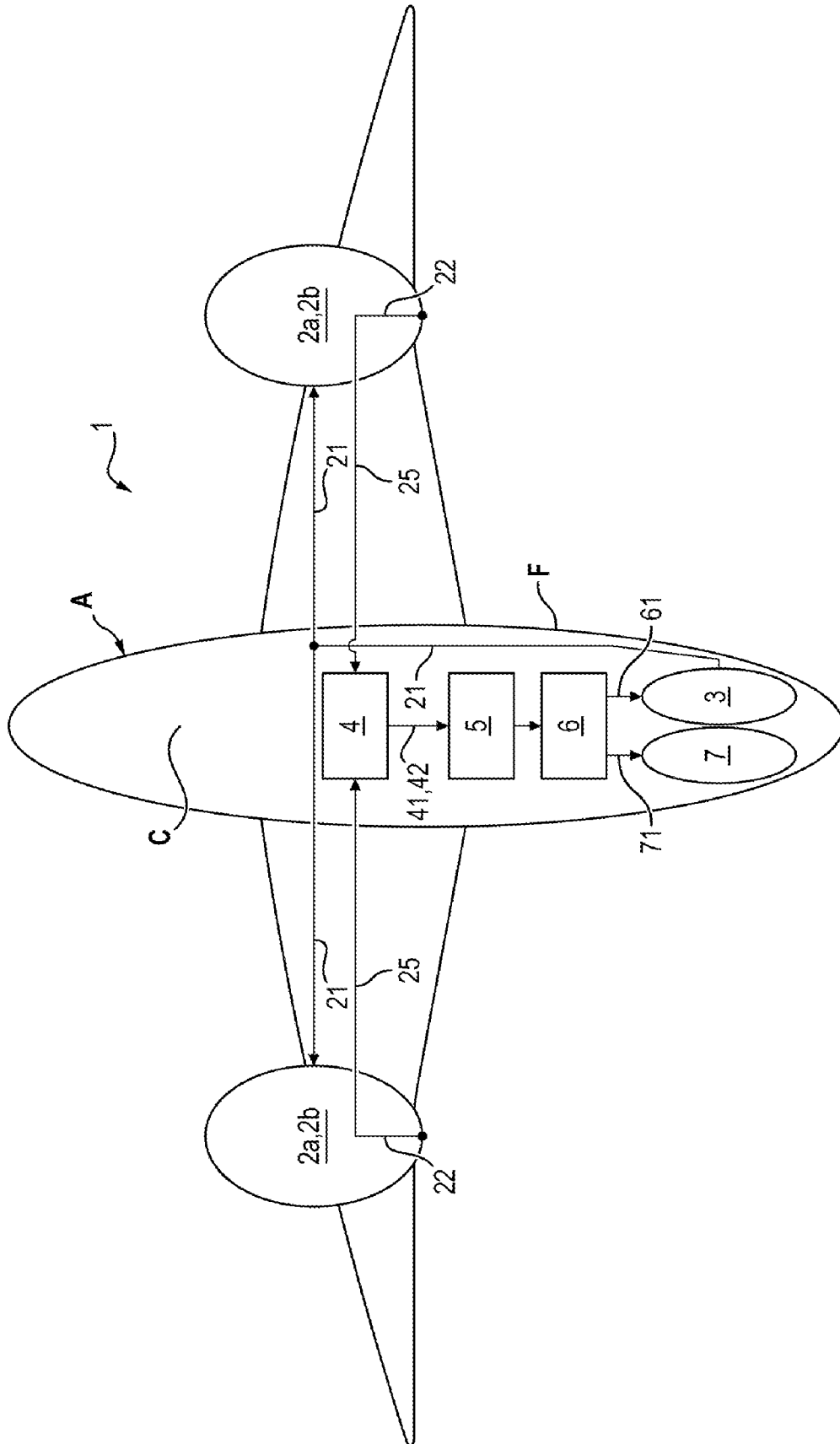
[Fig. 4]



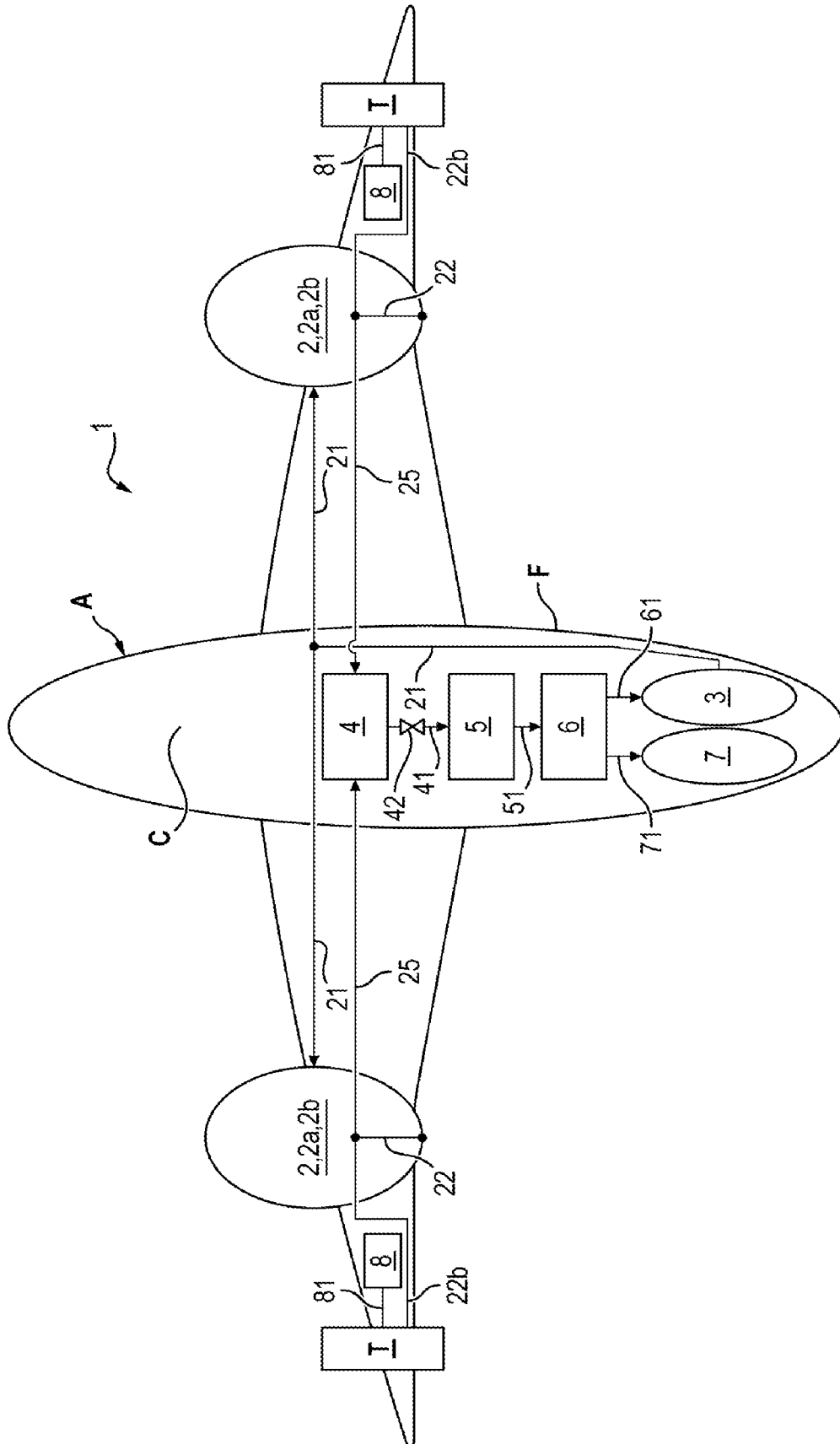
[Fig. 5]



[Fig. 6]



[Fig. 7]



[Fig. 8]



RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-53 à 69 du code de la propriété intellectuelle

OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

L'I.N.P.I. annexe à chaque brevet un "RAPPORT DE RECHERCHE" citant les éléments de l'état de la technique qui peuvent être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention, au sens des articles L. 611-11 (nouveau) et L. 611-14 (activité inventive) du code de la propriété intellectuelle. Ce rapport porte sur les revendications du brevet qui définissent l'objet de l'invention et délimitent l'étendue de la protection.

Après délivrance, l'I.N.P.I. peut, à la requête de toute personne intéressée, formuler un "AVIS DOCUMENTAIRE" sur la base des documents cités dans ce rapport de recherche et de tout autre document que le requérant souhaite voir prendre en considération.

CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

☒ Le demandeur a présenté des observations en réponse au rapport de recherche préliminaire.

☐ Le demandeur a maintenu les revendications.

☒ Le demandeur a modifié les revendications.

☐ Le demandeur a modifié la description pour en éliminer les éléments qui n'étaient plus en concordance avec les nouvelles revendications.

☐ Les tiers ont présenté des observations après publication du rapport de recherche préliminaire.

☐ Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

La répartition des documents entre les rubriques 1, 2 et 3 tient compte, le cas échéant, des revendications déposées en dernier lieu et/ou des observations présentées.

☒ Les documents énumérés à la rubrique 1 ci-après sont susceptibles d'être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention.

☒ Les documents énumérés à la rubrique 2 ci-après illustrent l'arrière-plan technologique général.

☐ Les documents énumérés à la rubrique 3 ci-après ont été cités en cours de procédure, mais leur pertinence dépend de la validité des priorités revendiquées.

☐ Aucun document n'a été cité en cours de procédure.

**1. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE SUSCEPTIBLES D'ETRE PRIS EN
CONSIDERATION POUR APPRECIER LA BREVETABILITE DE L'INVENTION**

US 2008/185475 A1 (FULLER HOWARD J [US])
7 août 2008 (2008-08-07)

FR 2 931 456 A1 (SNECMA [FR])
27 novembre 2009 (2009-11-27)

DE 100 55 401 C1 (DORNIER GMBH [DE])
17 janvier 2002 (2002-01-17)

**2. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE ILLUSTRANT L'ARRIERE-PLAN
TECHNOLOGIQUE GENERAL**

US 2013/305736 A1 (OWENS DONALD WADE [US])
21 novembre 2013 (2013-11-21)

**3. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE DONT LA PERTINENCE DEPEND
DE LA VALIDITE DES PRIORITES**

NEANT