Office de la Propriété Intellectuelle du Canada
Un organisme d'Industrie Canada

Canadian Intellectual Property Office
An agency of Industry Canada

CA 2656435 A1 2008/01/03

(21) 2 656 435

(12) DEMANDE DE BREVET CANADIEN
CANADIAN PATENT APPLICATION

(13) A1

(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2007/06/26
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2008/01/03
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2008/12/29
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2007/051528
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2008/001006
(30) Priorité/Priority: 2006/06/27 (FR0652660)

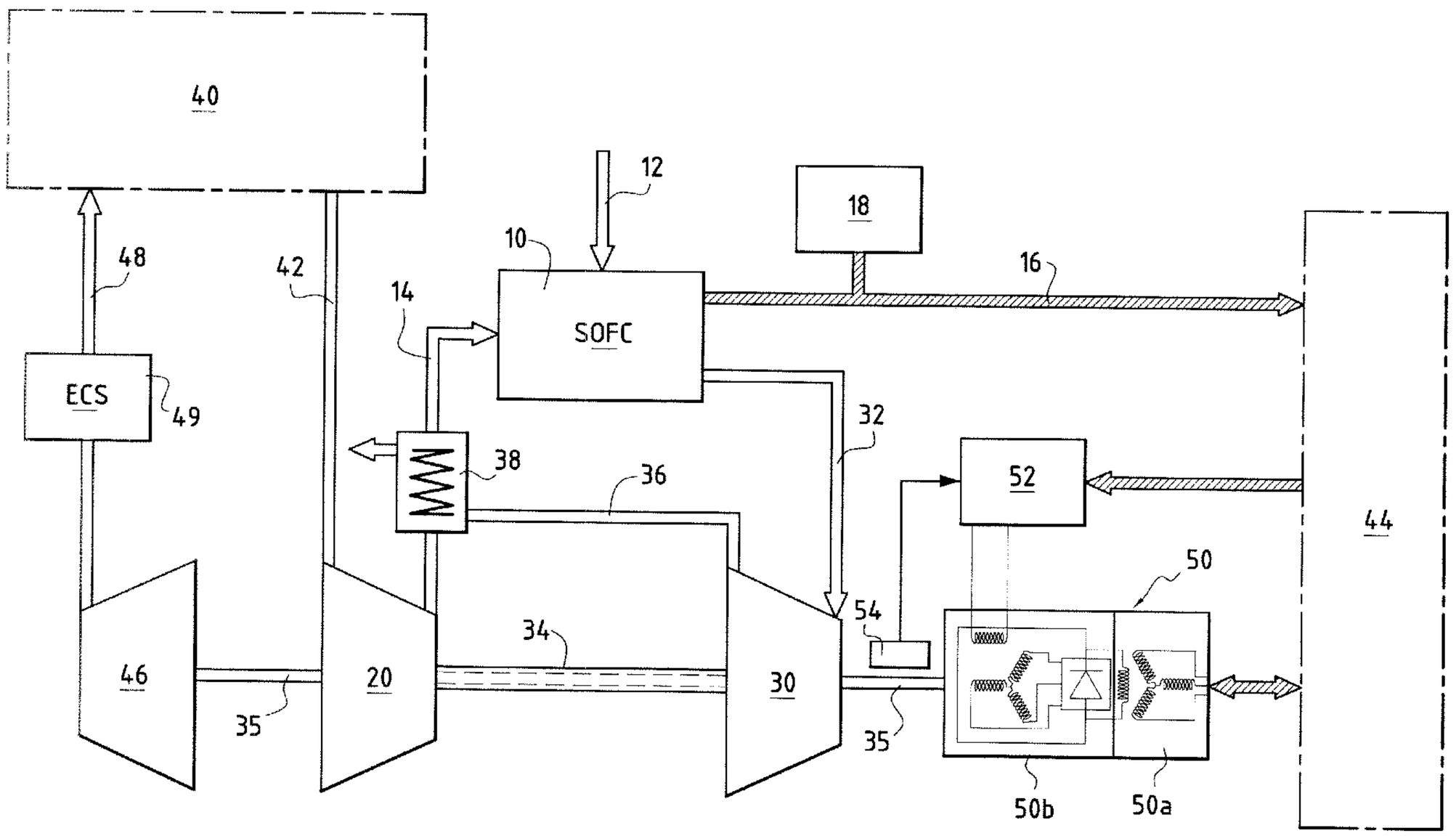
(51) Cl.Int./Int.Cl. *B64D 41/00* (2006.01)

(71) Demandeur/Applicant:
TURBOMECA, FR

(72) Inventeur/Inventor:
MARCONI, PATRICK, FR

(74) Agent: GOUDREAU GAGE DUBUC

(54) Titre : SYSTEME DE GENERATION DE PUISSANCE POUR AERONEF UTILISANT UNE PILE A COMBUSTIBLE
(54) Title: POWER GENERATION SYSTEM FOR AN AIRCRAFT USING A FUEL CELL



(57) Abrégé/Abstract:
Une pile à combustible (10) a une entrée d'air comprimé fourni par un compresseur (20) et une entrée de combustible, et produit une énergie électrique continue. Une turbine (30) reçoit un flux gazeux sous pression issu de la pile à combustible et est couplée mécaniquement au premier compresseur pour entraîner celui-ci. Un deuxième compresseur (46) d'un circuit d'alimentation de cabine (40) de l'aéronef en air pressurisé, en régime de vol est couplé mécaniquement à un arbre de la turbine. Une machine électrique (50) peut être couplée sur le même arbre que celui entraînant le compresseur (46), la machine électrique pouvant fonctionner en génératrice ou en moteur électrique.

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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
3 janvier 2008 (03.01.2008)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2008/001006 A1

(51) Classification internationale des brevets :
B64D 41/00 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2007/051528

(22) Date de dépôt international : 26 juin 2007 (26.06.2007)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0652660 27 juin 2006 (27.06.2006) FR

(71) Déposant *(pour tous les États désignés sauf US)* : **TURBOMECA** [FR/FR]; BP 2, F-64510 Bordes (FR).

(72) Inventeur; et

(75) Inventeur/Déposant *(pour US seulement)* : **MARCONI, Patrick** [FR/FR]; 1, impasse aliénor, F-64110 Gelos (FR).

(74) Mandataires : **JOLY, Jean-Jacques** etc.; Cabinet Beau De Lomenie, 158 Rue de l'Université, F-75340 Paris Cedex 07 (FR).

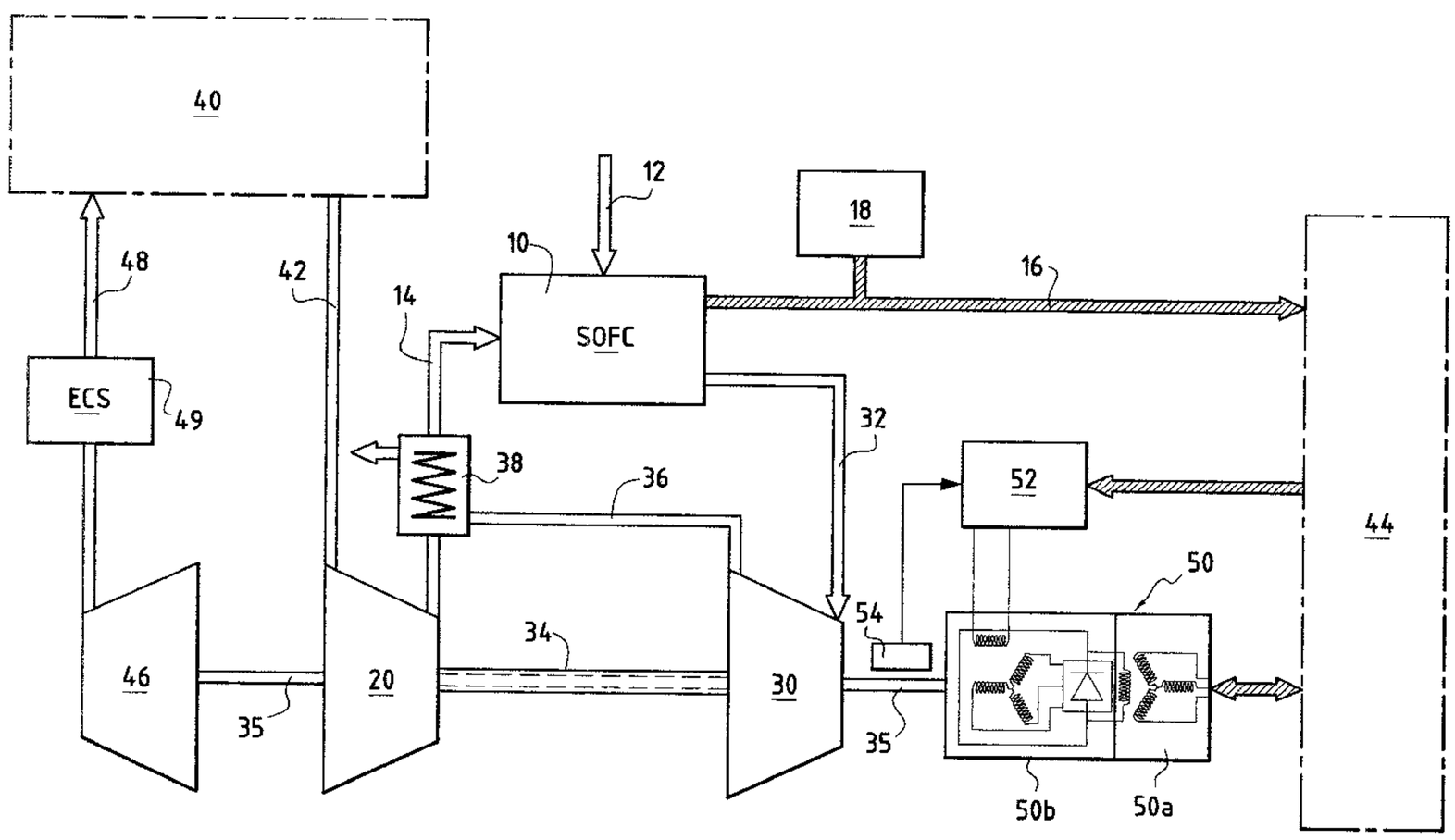
(81) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible)* : AE, AG, AL, AM, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN,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

(84) États désignés *(sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible)* : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Suite sur la page suivante]

(54) **Title:** POWER GENERATION SYSTEM FOR AN AIRCRAFT USING A FUEL CELL

(54) **Titre :** SYSTEME DE GENERATION DE PUISSANCE POUR AERONEF UTILISANT UNE PILE A COMBUSTIBLE



(57) **Abstract:** A fuel cell (10) has a compressed air inlet for compressed air supplied by a compressor (20) and a fuel inlet, and produces continuous electrical power. A turbine (30) receives a flow of gas under pressure from the fuel cell and is mechanically coupled to the first compressor to drive the latter. A second compressor (46) of a circuit for supplying the cabin (40) of the aircraft with pressurized air at flying speeds is mechanically coupled to one shaft of the turbine. An electrical machine (50) may be coupled to the same shaft as the one used to drive the compressor (46), it being possible for the electrical machine to operate as a generator or as an electric motor.

[Suite sur la page suivante]

WO 2008/001006 A1

WO 2008/001006 A1

Publiée :
— *avec rapport de recherche internationale*

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

(57) Abrégé : Une pile à combustible (10) a une entrée d'air comprimé fourni par un compresseur (20) et une entrée de combustible, et produit une énergie électrique continue. Une turbine (30) reçoit un flux gazeux sous pression issu de la pile à combustible et est couplée mécaniquement au premier compresseur pour entraîner celui-ci. Un deuxième compresseur (46) d'un circuit d'alimentation de cabine (40) de l'aéronef en air pressurisé, en régime de vol est couplé mécaniquement à un arbre de la turbine. Une machine électrique (50) peut être couplée sur le même arbre que celui entraînant le compresseur (46), la machine électrique pouvant fonctionner en génératrice ou en moteur électrique.

Titre de l'invention

Système de génération de puissance pour aéronef utilisant une pile à combustible.

Arrière-plan de l'invention

L'invention concerne un système de génération de puissance pour aéronef, plus particulièrement pour avion, utilisant une pile à combustible.

Dans un avion, l'énergie électrique nécessaire pour le fonctionnement en vol de différents équipements électriques est couramment fournie par une ou plusieurs génératrices associées à des moteurs de l'avion. Dans le cas de moteurs à turbine à gaz, il est connu d'utiliser des démarreurs/générateurs, ou S/G (pour "Starter/Generator"). Ceux-ci sont couplés mécaniquement à un arbre de la turbine par l'intermédiaire d'une boîte de transmission et fonctionnent soit en générateur électrique, en régime de vol, soit en moteur électrique, au démarrage. Un générateur de puissance auxiliaire, ou APU (pour "Auxiliary Power Unit") fournit de l'énergie électrique notamment au sol, lorsque les moteurs de l'avion sont à l'arrêt. Un APU comporte couramment une turbine à gaz entraînant un générateur.

L'énergie électrique étant de plus en plus préférée à l'énergie hydraulique pour l'actionnement d'équipements des avions et de leurs moteurs, il existe un besoin croissant de production d'énergie électrique à bord des avions.

Pour faire face à ce besoin croissant sans augmenter le nombre ou la puissance de générateurs tels que des S/G, l'utilisation d'une pile à combustible dans un APU a été envisagée. On pourra se référer au document CA 2 427 448 qui décrit un système de production d'énergie électrique comprenant une pile à combustible à oxyde solide, ou SOFC (pour "Solid Oxide Fuel Cell"). La pile reçoit un combustible hydrocarbure et de l'air comprimé provenant d'un compresseur et produit un courant électrique continu ainsi qu'un flux gazeux chaud sous pression. Une turbine est alimentée par ce flux gazeux et entraîne le compresseur.

L'ensemble SOFC, turbine et compresseur fonctionne de façon similaire à une turbine à gaz à combustion classique, la SOFC se

substituant à la chambre de combustion tout en produisant une énergie électrique et sans émission polluante d'oxydes d'azote (NOx).

Objet et résumé de l'invention

L'invention propose un système de génération de puissance pour un aéronef permettant d'exploiter les ressources d'une pile à combustible au-delà de la simple production d'énergie directement par celle-ci, un tel système comprenant :

- un premier compresseur,
- une pile à combustible ayant une entrée d'air comprimé reliée au compresseur et une entrée de combustible, et produisant une énergie électrique continue,
- une turbine recevant un flux gazeux sous pression issu de la pile à combustible et couplée mécaniquement au premier compresseur pour entraîner celui-ci, et
- un deuxième compresseur d'un circuit d'alimentation de cabine de l'aéronef en air pressurisé, en régime de vol, le compresseur d'alimentation cabine étant couplé mécaniquement à un arbre de la turbine.

L'utilisation d'un APU à turbine à gaz classique pour entraîner un compresseur assurant une circulation d'air dans une cabine d'aéronef est connue, mais lorsque l'aéronef est au sol, l'APU étant insuffisant pour assurer la pressurisation de la cabine à l'altitude de vol de croisière. On pourrait certes envisager de dimensionner un APU classique à cet effet, mais cela conduirait à un bilan globalement désavantageux, de sorte que l'entraînement d'un compresseur de circuit d'alimentation de cabine en air pressuré en régime de vol est habituellement réalisé par un moteur électrique alimenté par le réseau électrique de l'avion.

L'utilisation d'une pile à combustible apporte une augmentation du rendement énergétique et permet, en régime de vol, un entraînement du compresseur du circuit d'alimentation de la cabine en air, par couplage mécanique avec un arbre de la turbine du système de génération de puissance, sans pénalisation par rapport à l'utilisation d'un moteur électrique alimenté par le réseau électrique de l'avion. On peut donc se passer, pour ce compresseur, d'un moteur électrique dédié et de l'alimentation de celui-ci.

Selon un mode de réalisation, le premier compresseur et le deuxième compresseur sont entraînés par un même arbre de turbine.

Selon un autre mode de réalisation, la turbine comprend un premier étage de turbine recevant le flux gazeux sous pression issu de la pile à combustible et entraînant un premier arbre de turbine, et un deuxième étage de turbine recevant un flux gazeux issu du premier étage de turbine et entraînant un deuxième arbre de turbine, et le premier compresseur est entraîné par le premier arbre de turbine tandis que le deuxième compresseur est entraîné par le deuxième arbre de turbine. On retrouve une configuration similaire à celle d'une turbine à gaz à combustion classique avec un arbre de turbine haute pression et un arbre de turbine basse pression.

On peut en outre prévoir une machine électrique montée en commun avec le deuxième compresseur sur le même arbre de turbine.

La machine électrique peut avoir un premier mode de fonctionnement de génératrice électrique et un deuxième mode de fonctionnement de moteur électrique, et un circuit de régulation peut être prévu pour commuter le fonctionnement de la machine électrique entre le premier mode et le deuxième mode afin de maintenir le couple mécanique disponible sur l'arbre de turbine sur lequel la machine électrique est montée, au moins égal à une valeur minimale déterminée, ou afin d'asservir la vitesse de rotation de la machine électrique à une valeur de consigne prédéterminée.

Brève description des dessins

L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description faite ci-après en référence au dessin annexé qui montre :

- figure 1, une vue très schématique d'un mode de réalisation d'un système de génération de puissance conforme à l'invention ; et

- figure 2, une vue très schématique d'une variante de réalisation du système de génération de puissance de la figure 1.

Description détaillée de modes de réalisation

Le système de génération de puissance dans un avion tel que montré sur la figure 1 comprend une pile à combustible 10, telle qu'une pile à combustible à oxyde solide SOFC formée d'une pluralité d'éléments

de pile disposés côte à côte, en série. La pile 10 est alimentée en combustible hydrocarbure et en air comprimé, l'oxygène de l'air comprimé permettant, avec l'hydrogène du combustible, la production d'énergie électrique. La réalisation et le fonctionnement d'une telle pile SOFC sont bien connus et ne sont pas décrits en détail.

Le combustible amené depuis un réservoir (non représenté) par une conduite 12 peut être du méthane (CH_4). On notera que l'utilisation d'autres hydrocarbures comme combustible de pile SOFC est connue, y compris l'utilisation de kérosène, de sorte que la pile 10 pourrait être alimentée à partir d'un réservoir de carburant pour les moteurs de l'avion.

L'air comprimé est amené par une conduite 14 à partir d'un compresseur 20. L'air alimentant le compresseur 20 peut être celui ayant circulé dans la cabine 40 de l'avion et amené au compresseur par une conduite 42.

La pile SOFC 10 produit une énergie électrique sous forme d'un courant continu disponible sur une ligne 16. La ligne 16 est reliée à un réseau électrique 44 de l'avion. Une batterie 18 est également reliée à la ligne 16 pour stocker une éventuelle énergie électrique non utilisée et pour amortir des variations transitoires électriques qui peuvent être de forte amplitude, par exemple dues à des disjonctions, connexions, arrêts ou démarrage brutaux d'équipements électriques. Le réseau électrique 44 de l'avion est en outre alimenté de façon classique par des générateurs tels que des S/G entraînés par les moteurs de l'avion.

Les gaz chauds comprimés issus de la pile SOFC 10 et contenant essentiellement du dioxyde de carbone CO_2 et de la vapeur d'eau H_2O sont amenés à une turbine 30 par une conduite 32. La turbine 30 est entraînée en rotation par les gaz chauds comprimés et est couplée mécaniquement au compresseur 20, les rotors de la turbine 30 et du compresseur 20 étant montés sur un même arbre 34 de la turbine.

Les gaz issus de la turbine 30 sont évacués par une conduite 36. Un échangeur de chaleur 38 a deux circuits de gaz séparés connectés en série avec les canalisations 14 et 36, respectivement. L'échangeur 38 utilise l'énergie calorifique résiduelle des gaz issus de la turbine pour réchauffer l'air comprimé amené à la pile SOFC 10.

La turbine 30 entraîne en outre un deuxième compresseur 46 faisant partie d'un circuit d'alimentation de la cabine 40 en air. Le

compresseur 46 est alimenté par de l'air extérieur et comprime celui-ci pour l'amener à la cabine 40 par une conduite 48 à travers un système 49 qui permet d'ajuster la température et la pression de l'air, ou système ECS (pour "Environemental Control System") bien connu en soi.

Dans le mode de réalisation de la figure 1, le compresseur 46 est monté sur l'arbre 34 de la turbine 30.

La turbine 30 est en outre couplée mécaniquement à une machine électrique 50 ayant un rotor monté sur l'arbre 34. D'autres charges mécaniques pourront éventuellement être couplées à la turbine 30.

La machine électrique 50 peut avoir un mode de fonctionnement en génératrice électrique ou un mode de fonctionnement en moteur électrique. La machine 50 peut être réalisée comme une machine S/G comprenant une génératrice synchrone 50a ayant un rotor principal avec un inducteur et un stator principal avec un induit, et une excitatrice 50b ayant un stator avec un inducteur et un rotor avec un induit, l'induit de l'excitatrice étant relié à l'inducteur de la génératrice synchrone par un redresseur formé par un pont de diodes tournant.

Le mode de fonctionnement de la machine électrique 50 est piloté par un circuit de régulation 52, la machine électrique fonctionnant en génératrice électrique lorsque le couple ou la puissance mécanique fournis par la turbine excèdent les besoins des compresseurs 20 et 46 et d'autres charges éventuellement présentes, et la machine électrique 50 fonctionnant en moteur électrique pour assister la turbine afin de fournir le couple ou la puissance mécanique minima nécessaires pour les besoins des compresseurs 20 et 46 et d'autres charges éventuellement présentes.

En mode de fonctionnement en génératrice, le circuit 52 alimente l'inducteur de l'excitatrice 50b en courant alternatif fournie par le réseau électrique 44, et la tension alternative fournie par la génératrice synchrone 50a est injectée dans le réseau électrique 44 de l'avion par une ligne 53.

En mode de fonctionnement en moteur, le circuit 52 alimente l'inducteur de l'excitatrice 50b en courant continu tandis que l'induit de la génératrice 50a est alimenté en courant alternatif par la ligne 53 à partir du réseau. Le courant continu nécessaire à l'alimentation de l'inducteur de

l'excitatrice peut être prélevé sur le réseau 44, après redressement éventuel, ou être prélevé en sortie de la pile SOFC 10 ou de la batterie 18.

Le circuit de régulation 52 commande le mode de fonctionnement de la machine 50 de manière à maintenir le couple disponible en sortie de turbine au moins égal à une valeur minimale déterminée. A cet effet, le circuit de régulation 52 reçoit un signal fourni par un capteur 54 et représentatif du couple en sortie de turbine, par exemple un signal représentatif de la vitesse de rotation de l'arbre 34. Le pilotage de la puissance de la machine électrique peut se faire en asservissant la valeur de sa vitesse de rotation et donc celle du compresseur de pressurisation 46, à une valeur de consigne prédéterminée.

La figure 2 illustre une variante de réalisation qui se distingue du mode de réalisation de la figure 1 en ce que la turbine 30 comprend un premier étage de turbine 30a entraînant l'arbre 34 et un deuxième étage de turbine 30b alimenté par le flux gazeux issu du premier étage 30a et entraînant un arbre 35, le deuxième compresseur 46 et la machine électrique étant montés sur l'arbre 35. L'échangeur de chaleur 38 reçoit le flux gazeux issu du second étage (30b) de turbine, avant évacuation de celui-ci. Les arbres 34 et 35 sont coaxiaux, l'arbre 35 étant entraîné avec une vitesse de rotation plus faible que celle de l'arbre 34. On retrouve une configuration analogue à celle des arbres haute pression et basse pression d'une turbine à gaz à combustion classique.

La machine 50 étant montée sur le même arbre 35 que le compresseur 46, elle permet de suppléer le cas échéant un déficit de puissance d'entraînement par l'étage de turbine 30b. Le capteur de vitesse 54 est associé à l'arbre 35. Comme précédemment, le pilotage de puissance de la machine électrique par le circuit de régulation 52 peut se faire en asservissant la valeur de sa vitesse de rotation et donc celle du compresseur de pressurisation 46, à une valeur de consigne prédéterminée.

REVENDICATIONS

1. Système de génération de puissance pour un aéronef, comprenant :

- un premier compresseur (20),
- une pile à combustible (10) ayant une entrée d'air comprimé reliée au compresseur et une entrée de combustible, et produisant une énergie électrique continue,
- une turbine (30) recevant un flux gazeux sous pression issu de la pile à combustible et couplée mécaniquement au premier compresseur pour entraîner celui-ci, et
- un deuxième compresseur (46) d'un circuit d'alimentation de cabine de l'aéronef en air pressurisé, en régime de vol,

système caractérisé en ce que le deuxième compresseur (46) d'alimentation cabine est couplé mécaniquement à un arbre de la turbine (30).

2. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que le premier compresseur (20) et le deuxième compresseur (46) sont montés sur un même arbre (34) de turbine.

3. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce que la turbine (30) comprend un premier étage de turbine (30a) recevant le flux gazeux sous pression issu de la pile à combustible (10) et entraînant un premier arbre (34) de turbine, et un deuxième étage de turbine (30b) recevant un flux gazeux issu du premier étage de turbine et entraînant un deuxième arbre (35) de turbine, et le premier compresseur (20) est entraîné par le premier arbre (34) de turbine tandis que le deuxième compresseur (46) est entraîné par le deuxième arbre (35).

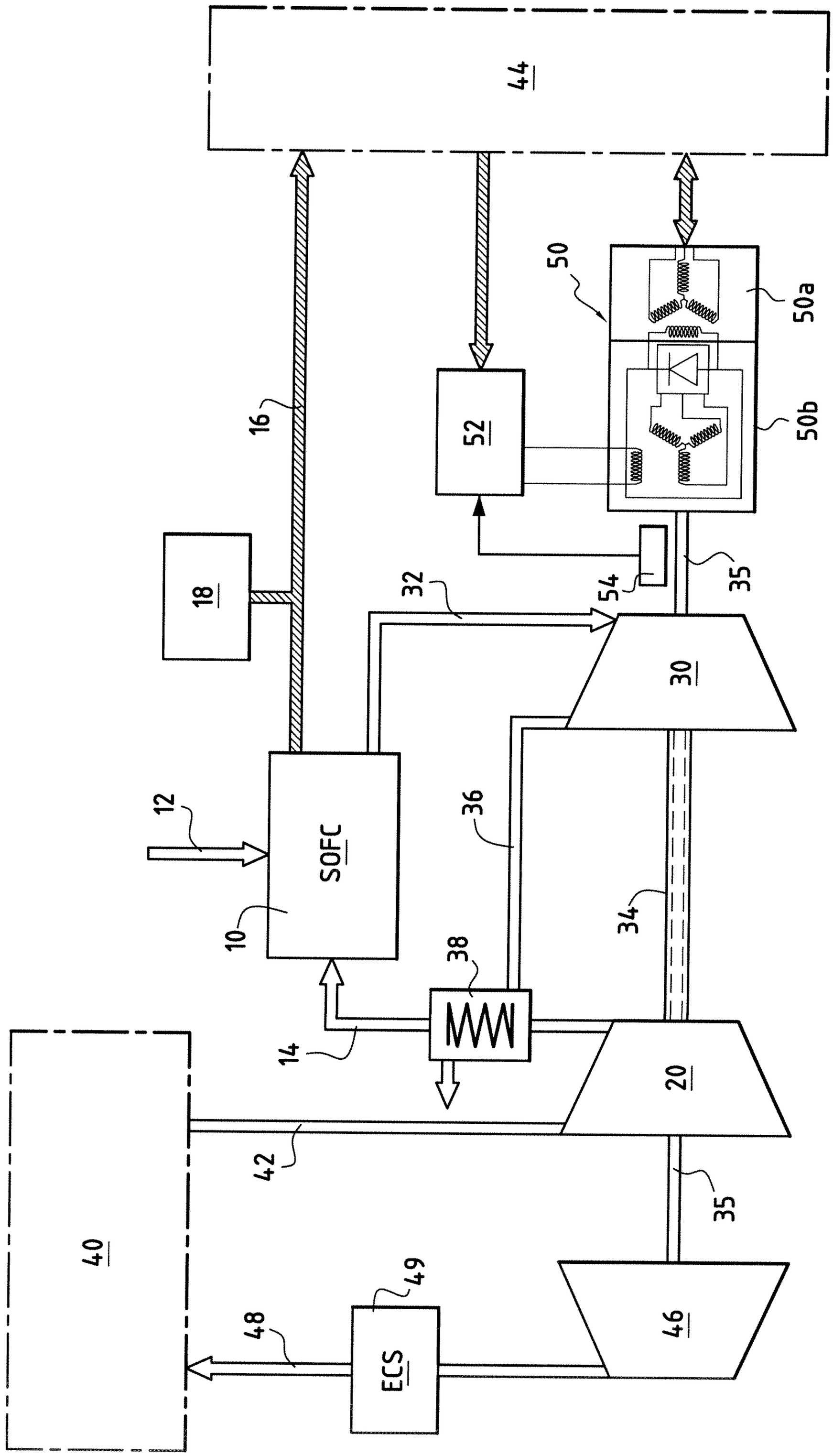
4. Système selon la revendication 1, caractérisé en ce qu'il comprend en outre une machine électrique (50) couplée mécaniquement à un arbre de la turbine (30).

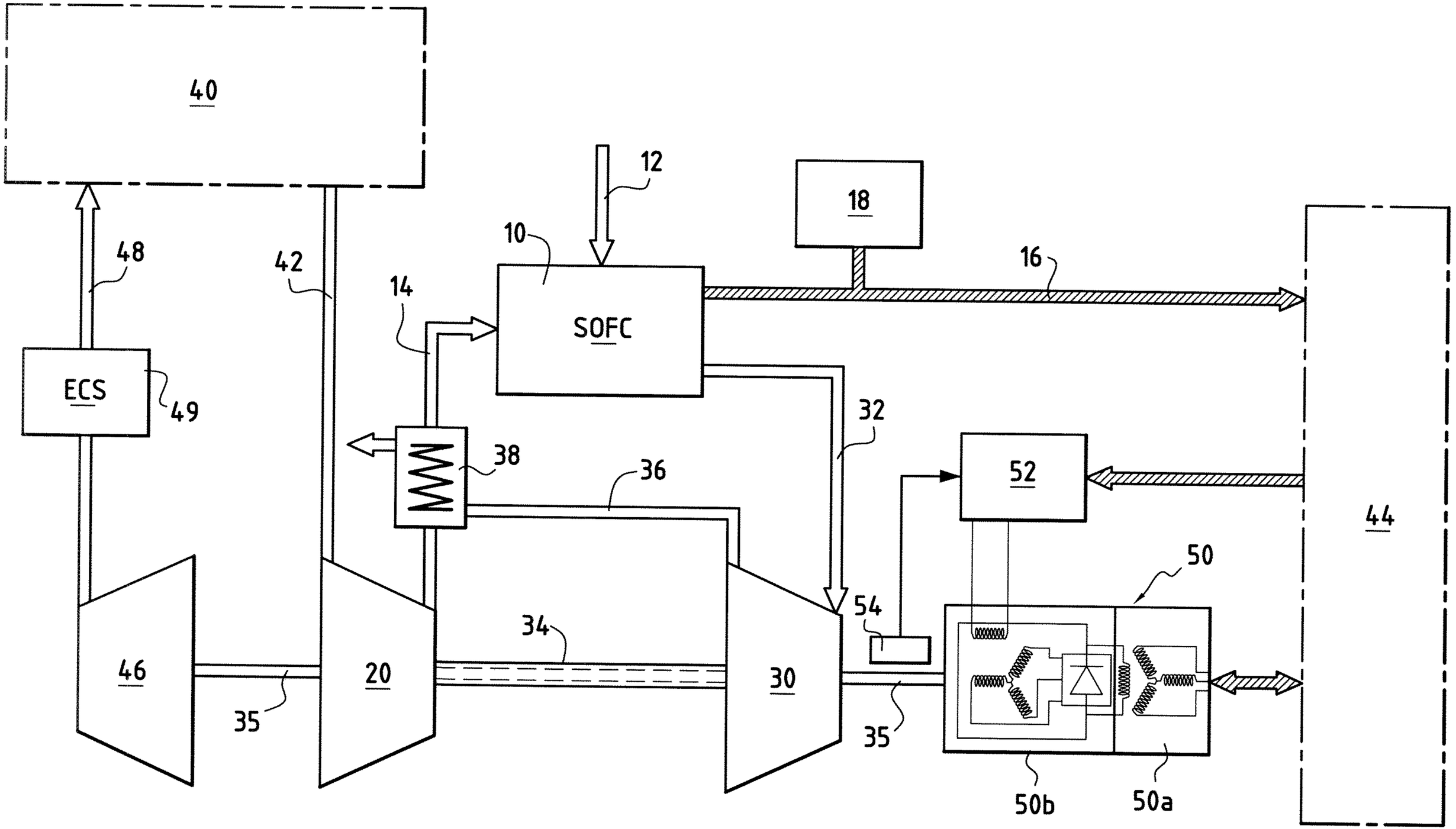
5. Système selon les revendications 3 et 4, caractérisé en ce que la machine électrique (50) et le deuxième compresseur (46) sont montés en commun sur le même arbre de turbine.

6. Système selon l'une quelconque des revendications 3 à 5, caractérisé en ce que la machine électrique (50) a un premier mode de fonctionnement de génératrice électrique et un deuxième mode de fonctionnement de moteur électrique, et un circuit de régulation (52) est prévu pour commuter le fonctionnement de la machine électrique entre le premier mode et le deuxième mode afin de maintenir le couple mécanique disponible sur l'arbre de turbine sur lequel la machine électrique est montée au moins égal à une valeur minimale déterminée.

7. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce qu'un système de régulation est prévu pour asservir la vitesse de rotation de la machine électrique à une valeur de consigne prédéterminée.

8. Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, caractérisé en ce qu'il comprend un échangeur de chaleur (38) parcouru séparément par l'air comprimé alimentant la pile à combustible (10), et par un flux gazeux sortant de la turbine (30) afin de réchauffer l'air comprimé produit par le compresseur (20) avant son admission dans la pile à combustible.


44
50
50a
50b
52
16
18
32
54
35
30
36
34
12
SOFC
10
38
14
20
42
40
48
49
ECS
46


40
48
42
12
10
18
16
14
SOFC
ECS
49
32
38
36
52
44
50
54
46
20
34
30
35
35
50b
50a