

19 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

11 N° de publication : 3 144 211
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)
21 N° d'enregistrement national : 23 14144
51 Int Cl⁸ : F 02 K 3/08 (2024.01), F 02 C 7/06

12 DEMANDE DE BREVET D'INVENTION A1

22 Date de dépôt : 14.12.23. 30 Priorité : 21.12.22 GB 2219394.0.	71 Demandeur(s) : Rolls-Royce plc Société de droit étranger — GB.
43 Date de mise à la disposition du public de la demande : 28.06.24 Bulletin 24/26. 56 Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : Ce dernier n'a pas été établi à la date de publication de la demande. 60 Références à d'autres documents nationaux apparentés :	72 Inventeur(s) : BEMMENT Craig W, HOBDAI Alastair G, KEELER Benjamin J, MADDEN Christopher P, MINELLI Andrea, SMITH Andrew T, SWANN Peter et YATES Martin K. 73 Titulaire(s) : Rolls-Royce plc Société de droit étranger.
○ Demande(s) d'extension :	74 Mandataire(s) : NOVAGRAAF TECHNOLOGIES.

54 Gestion de carburant.

57 Gestion de carburant
Un procédé (12000) de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz (10) est divulgué, le moteur à turbine à gaz (10) comprenant une chambre de combustion (16) agencée pour brûler un carburant ; et un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion (16). Le système de gestion de carburant comprend deux échangeurs de chaleur carburant-huile à travers lesquels de l'huile et du carburant s'écoulent, les échangeurs de chaleur agencés pour transférer de la chaleur au carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire (1006) ; et une pompe à carburant (1003) agencée pour distribuer le carburant à la chambre de combustion (16), dans lequel la pompe à carburant (1003) est située entre les deux échangeurs de chaleur. Le procédé comprend le contrôle (12200) du système de gestion de carburant de manière à ajuster la viscosité de carburant à moins de 0,58 mm²/s à l'entrée de la chambre de combustion (16) dans des conditions de croisière.

Figure pour l'abrégié : Figure 6A

FR 3 144 211 - A1



Description

Titre de l'invention : Gestion de carburant

- [0001] La présente description se rapporte à des systèmes de propulsions d'aéronef, ainsi que des procédés de fonctionnement d'aéronefs impliquant la gestion de fluides différents et transfert de chaleur entre eux, et en particulier la gestion de propriétés de carburant à l'entrée dans la chambre de combustion.
- [0002] Il existe une attente dans l'industrie aéronautique concernant une tendance à l'utilisation de carburants différents des carburants à base de kérosène traditionnels généralement utilisés actuellement. Les carburants peuvent présenter des caractéristiques de carburant différentes par rapport aux carburants hydrocarbonés à base de pétrole.
- [0003] Ainsi, il existe un besoin de tenir compte de propriétés de carburant pour ces nouveaux carburants et d'ajuster les procédés de fonctionnement des moteurs à turbine à gaz.
- [0004] Selon un premier aspect, un procédé de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz est fourni, le moteur à turbine à gaz comprenant :
- [0005] une chambre de combustion agencée pour brûler un carburant ; et
- [0006] un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion, dans lequel le système de gestion de carburant comprend :
- [0007] deux échangeurs de chaleur carburant-huile à travers lesquels l'huile et le carburant s'écoulent, les échangeurs de chaleur étant agencés pour transférer la chaleur entre l'huile et le carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire ;
- [0008] une pompe à carburant agencée pour délivrer le carburant à la chambre de combustion, dans lequel la pompe à carburant est située entre les deux échangeurs de chaleur carburant-huile ; et
- [0009] une soupape de remise en circulation située en aval de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire, la soupape de remise en circulation agencée pour permettre à une quantité contrôlée de carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire d'être renvoyée à une entrée de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire ;
- [0010] dans lequel le procédé comprend la sélection de carburant de telle sorte que le pouvoir calorifique du carburant fourni au moteur à turbine à gaz dans des conditions de croisière est d'au moins 43,5 MJ/kg.
- [0011] Les échangeurs de chaleur carburant-huile primaire et secondaire peuvent être dénommés ici échangeur de chaleur primaire et échangeur de chaleur secondaire, dans un souci de concision.
- [0012] Les inventeurs étaient conscients que l'utilisation de carburants différents des

carburants à base de kérosène traditionnels, tels que des carburants d'aviation durables, peut conduire à des propriétés de carburant différentes, et que le fonctionnement du moteur peut être optimisé pour ces différentes propriétés de carburant. Des carburants ayant un pouvoir calorifique supérieur peuvent également avoir une stabilité thermique plus grande, permettant au carburant d'absorber plus de chaleur, ce qui fournit un refroidissement d'huile amélioré et/ou des propriétés de combustion améliorées dans la chambre de combustion. La remise en circulation du carburant à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire peut permettre au carburant de recevoir plus de chaleur de l'huile, augmentant la température de carburant et améliorer le refroidissement de l'huile.

- [0013] On aura à l'esprit que, ici, lorsque la pompe à carburant est décrite comme étant située « entre » les deux échangeurs de chaleur carburant-huile, on entend que la pompe à carburant est située sur le trajet de carburant entre l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire et l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire, de telle sorte que du carburant s'écoule à travers la pompe entre la sortie de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire et l'entrée dans l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire (ou *inversement*), indépendamment de savoir si une ligne droite entre l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire et l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire passerait par la pompe. On aura à l'esprit que des positions physiques relatives exactes de la pompe et des échangeurs de chaleur ne sont pas significatives.
- [0014] La soupape de remise en circulation peut être située en aval de la pompe à carburant, et peut diriger une proportion de l'écoulement sortant de la pompe en retour vers un point sur le trajet d'écoulement avant l'entrée de pompe. Cela peut fournir une flexibilité supplémentaire en débit de carburant à la chambre de combustion (pour un taux de pompage donné), en plus de la flexibilité d'échange de chaleur fourni par la soupape de remise en circulation.
- [0015] Un pouvoir calorifique supérieur d'un carburant réduit également le taux de combustion de carburant requis pour une vitesse d'arbre donnée aux conditions de croisière. En particulier pour des architectures de moteur dans lesquelles la vitesse de pompe à carburant est directement liée à la vitesse d'arbre (par exemple, dans lesquelles un rapport de vitesse d'arbre à la vitesse de pompe est fixe, ou n'a qu'un ensemble de valeurs discrètes spécifiques, au moins dans des conditions de croisière), le carburant peut être gaspillé si le fonctionnement du moteur n'est pas ajusté. Les inventeurs étaient conscients que plus de remise en circulation du carburant peut donc être effectuée, en prenant du carburant qui a quitté la pompe en retour vers l'entrée de pompe de telle sorte qu'un débit de carburant vers la chambre de combustion peut être abaissé tout en maintenant un débit de carburant à travers la pompe constant. Une remise en circulation plus importante peut donc être effectuée/un pourcentage plus

élevé du carburant sortant de la pompe peut être dirigé en retour vers l'entrée de pompe pour des carburants à pouvoir calorifique supérieur. L'agencement du système de gestion de carburant ci-dessus, avec une remise en circulation du carburant se produisant avant que le carburant n'entre dans l'échangeur de chaleur secondaire (qui est en aval de la pompe), peut donc fournir une flexibilité améliorée du débit de carburant sans mettre en place de carburant plus chaud à travers la pompe, ce qui pourrait endommager la pompe. De plus, ou alternativement dans des exemples dans lesquels la soupape de remise en circulation est en aval de l'échangeur de chaleur primaire mais en amont de la pompe, une remise en circulation d'une partie du carburant à travers l'échangeur de chaleur primaire peut améliorer, et/ou fournir plus de flexibilité dans, des agencements de transfert de chaleur et un refroidissement d'huile.

- [0016] Au moins 75 %, 80 %, ou 82 % de l'écoulement de carburant peuvent être remis en circulation par l'intermédiaire de la soupape de remise en circulation aux conditions de croisière.
- [0017] Pour un carburant et un moteur donnés, le % remis en circulation peut dépendre de la condition de fonctionnement du moteur (par exemple, croisière, ralenti, descente, ou décollage maximum) et également de la durée de vie de la pompe (i.e. une pompe à carburant plus vieille, détériorée, fournirait généralement moins d'écoulement qu'une nouvelle et aurait donc un % de remise en circulation réduit). La température du carburant peut également affecter le % remis en circulation. Les valeurs données ci-dessus supposent une pompe raisonnablement nouvelle/performante et des températures de carburant standard pour le moteur donné dans des conditions de croisière.
- [0018] Même aux conditions de croisière, les exigences de puissance peuvent varier (par exemple en fonction de l'altitude, de la phase de croisière, et de la masse de carburant à bord). Le pourcentage de remise en circulation peut donc être varié en fonction des besoins en puissance actuels, et donc des exigences de taux de combustion de carburant, du moteur.
- [0019] Le système de gestion de carburant peut en outre comprendre une conduite de contournement agencée pour permettre à une proportion du carburant de contourner au moins l'un de l'échangeur de chaleur primaire et de l'échangeur de chaleur secondaire. Une soupape de contournement contrôlable peut être utilisée pour contrôler le pourcentage de passage de carburant à travers elle. Pour un carburant et un moteur donnés, le pourcentage de carburant qui contourne un échangeur de chaleur peut dépendre de la condition de fonctionnement du moteur (par exemple, croisière, ralenti, descente, ou décollage maximum) et également de la température de carburant et/ou d'huile, par exemple. Un ou plusieurs capteurs de température peuvent être fournis en conséquence.

- [0020] Une soupape de dosage de carburant (FMV) peut également être fournie pour contrôler le carburant délivré à la chambre de combustion. La position de la soupape peut être contrôlée, et une relation entre la position de soupape et le débit de carburant peut être connue de telle sorte qu'un contrôleur électronique de moteur (EEC) peut déterminer, ou « doser », le débit de carburant en fonction de la position de soupape.
- [0021] Le FMV et la soupape de remise en circulation peuvent travailler ensemble pour délivrer un débit de carburant requis à la chambre de combustion. La position de la FMV peut être contrôlée activement en boucle fermée, avec un excès de carburant renvoyé vers une partie antérieure du trajet d'écoulement de carburant, par exemple avant une pompe moteur, par l'intermédiaire de la soupape de remise en circulation. Le procédé peut donc comprendre l'utilisation de la FMV et d'une conduite de remise en circulation pour contrôler le débit de carburant vers la chambre de combustion.
- [0022] Le moteur à turbine à gaz peut donc comprendre une soupape de dosage de carburant (éventuellement en aval d'une soupape de remise en circulation, le long du trajet principal d'écoulement de carburant à travers le moteur vers la chambre de combustion), la soupape de dosage de carburant étant agencée pour contrôler le débit de carburant à travers celle-ci et pour fournir des informations sur le débit de carburant à travers celles-ci (par exemple, en fonction de la position de soupape).
- [0023] L'obtention/sélection du carburant peut comprendre la sélection d'un seul carburant. La sélection du carburant peut comprendre la sélection d'un mélange de carburant. Le carburant choisi peut être le seul carburant à bord de l'aéronef. En tant que telle, la sélection du carburant peut être réalisée pendant le ravitaillement de l'aéronef. Alternativement, le carburant choisi peut être l'un de plusieurs carburants à bord de l'aéronef, ou un mélange de multiples carburants à bord de l'aéronef ; la sélection peut donc être effectuée en vol.
- [0024] La soupape de remise en circulation peut être située en aval d'une entrée de l'échangeur de chaleur secondaire. La soupape de remise en circulation peut donc n'avoir aucune influence sur la proportion de carburant qui est passée à travers l'échangeur de chaleur secondaire (sur le passage actuel) dans de tels exemples – cette division peut être fixée à un niveau défini, ou peut être contrôlée séparément. Alternativement, la soupape de remise en circulation peut être située en amont de l'entrée de l'échangeur de chaleur secondaire. La soupape de remise en circulation peut donc influencer sur une quantité maximale de carburant (sur le passage actuel) qui peut s'écouler vers l'échangeur de chaleur secondaire.
- [0025] La soupape de remise en circulation peut être située en amont de l'échangeur de chaleur secondaire, de sorte que le carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur secondaire peut ne pas être remis en circulation, et donc la pompe n'est jamais exposée à la température plus élevée de carburant sortant de l'échangeur de chaleur se-

conداire (car la pompe est en amont de l'échangeur de chaleur secondaire). La pompe peut donc être protégée des températures plus élevées de carburant sortant de l'échangeur de chaleur secondaire.

- [0026] Le pouvoir calorifique du carburant fourni au moteur à turbine à gaz peut être compris entre 43,5 MJ/kg et 44 MJ/kg. Le pouvoir calorifique du carburant fourni au moteur à turbine à gaz peut être compris entre 43,8 MJ/kg et 44 MJ/kg.
- [0027] Le pouvoir calorifique du carburant fourni au moteur à turbine à gaz peut être approximativement de 43,5 MJ/kg, 43,6 MJ/kg, 43,7 MJ/kg, 43,8 MJ/kg, 43,9 MJ/kg, ou 44 MJ/kg.
- [0028] Selon un deuxième aspect, un moteur à turbine à gaz pour un aéronef est fourni, le moteur à turbine à gaz comprenant :
- [0029] une chambre de combustion agencée pour brûler un carburant ; et
- [0030] un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion, dans lequel le système de gestion de carburant comprend :
- [0031] deux échangeurs de chaleur carburant-huile agencés pour que l'huile et le carburant s'écoulent à travers eux, les échangeurs de chaleur carburant-huile étant agencés pour transférer la chaleur entre l'huile et le carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire ;
- [0032] une pompe à carburant agencée pour délivrer le carburant à la chambre de combustion, dans lequel la pompe à carburant est située entre les deux échangeurs de chaleur carburant-huile ; et
- [0033] une soupape de remise en circulation située en aval de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire, la soupape de remise en circulation agencée pour permettre à une quantité contrôlée de carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire d'être renvoyée à une entrée de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire.
- [0034] Le pouvoir calorifique du carburant fourni au moteur à turbine à gaz est d'au moins 43,5 MJ/kg.
- [0035] Le moteur à turbine à gaz peut comprendre en outre un cœur de moteur comprenant une turbine, un compresseur, et un arbre de cœur reliant la turbine au compresseur, en plus de la chambre de combustion. Le moteur à turbine à gaz peut comprendre en outre une soufflante située en amont du cœur de moteur, dans lequel la soufflante est entraînée par l'arbre de cœur.
- [0036] Le moteur à turbine à gaz peut être un moteur à entraînement direct.
- [0037] Le moteur à turbine à gaz peut comprendre en outre un réducteur accessoire et un arbre de pompe, dans lequel le réducteur accessoire reçoit une entrée provenant de l'arbre de cœur et délivre en sortie un entraînement à la pompe à carburant par

l'intermédiaire de l'arbre de pompe. La vitesse de pompe peut donc être liée à la vitesse de rotation de l'arbre de cœur, et peut présenter, au moyen du réducteur, une relation de vitesse fixe entre l'arbre de cœur (ou dans certaines architectures de moteur, un autre arbre intermédiaire) et la pompe à carburant. Dans certaines mises en œuvre, le réducteur accessoire peut plutôt être agencé pour fournir un nombre fixe de vitesses différentes pour une vitesse d'arbre de cœur donnée. La remise en circulation de carburant peut permettre une plus grande variété de débits de carburant dans la chambre de combustion pour le nombre donné de vitesses de pompe disponibles à une certaine vitesse d'arbre. La remise en circulation de carburant peut permettre de multiples débits de carburant différents dans la chambre de combustion à une vitesse d'arbre de cœur donnée dans des mises en œuvre dans lesquelles il y a une seule relation de vitesse fixe entre l'arbre de cœur et la pompe à carburant.

- [0038] Le moteur à turbine à gaz peut comprendre en outre des chambres de palier de moteur (par exemple, des paliers d'arbre ou autres composants rotatifs). Ces chambres de palier de moteur peuvent être refroidies à l'aide de l'écoulement d'huile avant l'écoulement de l'huile dans les échangeurs de chaleur carburant-huile. L'huile sortant des chambres de palier de moteur peut être plus chaude que l'huile entrant dans les chambres de palier de moteur. La voie d'écoulement de l'huile peut être une boucle, de telle sorte que l'huile est refroidie par les échangeurs de chaleur carburant-huile avant d'entrer dans les chambres de palier de moteur, puis l'huile plus chaude sortant des chambres de palier de moteur est remise en circulation vers les échangeurs de chaleur carburant-huile.
- [0039] Il est envisagé que toutes les caractéristiques décrites pour le premier aspect puissent également s'appliquer au deuxième aspect.
- [0040] Selon un troisième aspect, un procédé de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz est fourni, le moteur à turbine à gaz comprenant :
- [0041] une chambre de combustion agencée pour brûler un carburant ; et
- [0042] un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion, dans lequel le système de gestion de carburant comprend :
- [0043] deux échangeurs de chaleur carburant-huile à travers lesquels l'huile et le carburant s'écoulent, les échangeurs de chaleur étant agencés pour transférer la chaleur entre l'huile et le carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire ; et
- [0044] une pompe à carburant agencée pour délivrer le carburant à la chambre de combustion, dans lequel la pompe à carburant est située entre les deux échangeurs de chaleur ;
- [0045] dans lequel le procédé comprend le contrôle du système de gestion de carburant de manière à élever la température de carburant à au moins 135 °C à l'entrée de la

chambre de combustion aux conditions de croisière.

- [0046] Les inventeurs étaient conscients que l'utilisation de carburants différents des carburants à base de kérosène traditionnels, tels que des carburants d'aviation durable, peut conduire à des propriétés de carburant différentes, et que les paramètres aux conditions de croisière peuvent être ajustés pour utiliser les différentes propriétés de carburant. En particulier, certains carburants peuvent être chauffés à des températures plus élevées dans les échangeurs de chaleur carburant-huile que les carburants traditionnels. Cela peut améliorer le refroidissement de l'huile avant son retour au reste du moteur à turbine, et/ou améliorer l'efficacité de la combustion du carburant, par exemple en affectant la taille et la répartition des gouttelettes à partir de tuyères d'injection de carburant. En utilisant le carburant pour absorber plus de chaleur de l'huile, plutôt que de s'appuyer sur le transfert de chaleur de l'huile vers l'environnement/air (par exemple, dans un échangeur de chaleur huile-air) on fournit un moteur à turbine plus performant thermiquement. En outre, le refroidissement amélioré de l'huile peut à son tour améliorer l'effet de refroidissement de l'huile sur les composants du moteur à travers lesquels elle s'écoule.
- [0047] Le système de gestion de carburant peut être contrôlé de manière à élever la température de carburant entre 135 °C et 170 °C à l'entrée dans la chambre de combustion aux conditions de croisière.
- [0048] Le système de gestion de carburant peut être contrôlé de manière à élever la température de carburant entre 150 °C et 170 °C à l'entrée dans la chambre de combustion aux conditions de croisière.
- [0049] Le système de gestion de carburant peut être contrôlé de manière à élever la température de carburant entre 135 et 150 °C, 135 et 160 °C, 135 et 170 °C, 135 et 180 °C, 135 et 190 °C, ou 135 et 200 °C à l'entrée de la chambre de combustion aux conditions de croisière. Le système de gestion de carburant peut être contrôlé de manière à élever la température de carburant à une moyenne d'au moins 140 °C, 150 °C, 160 °C, 170 °C, 180 °C, 190 °C, ou 200 °C à l'entrée dans la chambre de combustion aux conditions de croisière
- [0050] Les températures de carburant à l'entrée de la chambre de combustion aux conditions de croisière peuvent être définies en tant que moyenne sur au moins 5 minutes, 10 minutes, ou 30 minutes, en conditions de croisière à régime stationnaire. Ces températures moyennes ne comportent pas de pics transitoires de température, qui peuvent être définis comme des fluctuations de température du carburant en fonctionnement, souvent une élévation de la température. Chaque fluctuation peut ne pas durer plus de 5 minutes.
- [0051] Le système de gestion de carburant peut en outre comprendre une soupape de remise en circulation située en aval de l'échangeur de chaleur primaire, la soupape de remise

en circulation agencée pour permettre de renvoyer une quantité contrôlée de carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur primaire à une entrée de l'échangeur de chaleur primaire. La soupape de remise en circulation peut également être située en aval de la pompe à carburant.

- [0052] L'étape de contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre le contrôle de la proportion du carburant renvoyée à l'entrée de l'échangeur de chaleur primaire par l'intermédiaire de la soupape de remise en circulation.
- [0053] Une soupape de dosage de carburant (FMV) peut également être fournie pour contrôler le carburant délivré à la chambre de combustion. La position de la soupape peut être contrôlée, et une relation entre la position de soupape et le débit de carburant peut être connue de telle sorte qu'un contrôleur électronique de moteur (EEC) peut déterminer, ou « doser », le débit de carburant en fonction de la position de soupape.
- [0054] Le FMV et la soupape de remise en circulation peuvent travailler ensemble pour délivrer un débit de carburant requis à la chambre de combustion. La position de la FMV peut être contrôlée activement en boucle fermée, avec un excès de carburant renvoyé vers une partie antérieure du trajet d'écoulement de carburant, par exemple avant une pompe moteur, par l'intermédiaire de la soupape de remise en circulation. Le procédé peut donc comprendre l'utilisation de la FMV et d'une conduite de remise en circulation pour contrôler le débit de carburant vers la chambre de combustion.
- [0055] Le moteur à turbine à gaz peut comprendre une soupape de dosage de carburant (éventuellement située en aval d'une soupape de remise en circulation, le long du trajet principal d'écoulement de carburant à travers le moteur vers la chambre de combustion), la soupape de dosage de carburant étant agencée pour contrôler le débit de carburant à travers celle-ci et pour fournir des informations sur le débit de carburant à travers celles-ci (par exemple, en fonction de la position de soupape). L'étape de contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre le contrôle de la soupape de dosage de carburant et de la soupape de remise en circulation en fonction des informations fournies par la soupape de dosage de carburant (et éventuellement également en fonction d'autres informations, e. g. données de capteur de température).
- [0056] Le système de gestion de carburant peut en outre comprendre une conduite de contournement agencée pour permettre à une proportion du carburant de contourner au moins l'un de l'échangeur de chaleur primaire et de l'échangeur de chaleur secondaire. Une ou plusieurs soupapes peuvent être prévues pour faciliter ce contrôle.
- [0057] L'étape de contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre le contrôle de la proportion du carburant qui traverse la conduite de contournement au lieu de traverser l'échangeur de chaleur primaire.
- [0058] Le système de gestion de carburant peut comprendre en outre une conduite de contournement d'huile agencée pour permettre à une proportion de l'huile de

contourner au moins l'un de l'échangeur de chaleur primaire et de l'échangeur de chaleur secondaire, et éventuellement peut comprendre une conduite de contournement d'huile pour chaque échangeur de chaleur. Une ou plusieurs soupapes peuvent être prévues pour faciliter le contrôle d'une proportion d'huile qui contourne le ou chaque échangeur de chaleur.

[0059] L'étape de contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre le contrôle de la proportion de l'huile qui traverse la conduite de contournement d'huile au lieu de traverser l'au moins un échangeur de chaleur, par exemple en ajustant une soupape contrôlable.

[0060] L'étape de contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre un contrôle de la proportion du carburant qui est remise en circulation vers un point antérieur du trajet de l'écoulement de carburant, par exemple en ajustant la position d'une soupape de dosage de carburant telle que décrite ci-dessus.

[0061] Selon un quatrième aspect, un moteur à turbine à gaz pour un aéronef est fourni, le moteur à turbine à gaz comprenant :

[0062] une chambre de combustion agencée pour brûler un carburant ; et

[0063] un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion, dans lequel le système de gestion de carburant comprend :

[0064] deux échangeurs de chaleur carburant-huile agencés pour que l'huile et le carburant s'écoulent à travers eux, les échangeurs de chaleur agencés pour transférer la chaleur entre l'huile et le carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire ; et

[0065] une pompe à carburant agencée pour délivrer le carburant à la chambre de combustion, dans lequel la pompe à carburant est située entre les deux échangeurs de chaleur carburant-huile ;

[0066] dans lequel le système de gestion de carburant est agencé pour élever la température de carburant à au moins 135 °C à l'entrée dans la chambre de combustion dans des conditions de croisière.

[0067] Il est envisagé que toutes les caractéristiques décrites pour le troisième aspect puissent également s'appliquer au quatrième aspect.

[0068] De même, le troisième ou quatrième aspect peut être mis en œuvre conjointement avec le premier ou deuxième aspect.

[0069] Selon un cinquième aspect, un procédé de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz est fourni, le moteur à turbine à gaz comprenant :

[0070] une chambre de combustion agencée pour brûler un carburant ; et

[0071] un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion, dans lequel le système de gestion de carburant comprend :

[0072] deux échangeurs de chaleur carburant-huile à travers lesquels l'huile et le carburant

s'écoulent, les échangeurs de chaleur étant agencés pour transférer la chaleur entre l'huile et le carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire ; et

- [0073] une pompe à carburant agencée pour délivrer le carburant à la chambre de combustion, dans lequel la pompe à carburant est située entre les deux échangeurs de chaleur ;
- [0074] dans lequel le procédé comprend le contrôle du système de gestion de carburant de manière à ajuster la viscosité de carburant à moins de 0,58 mm²/s (i.e. inférieure à 0,58 cSt) à l'entrée de la chambre de combustion aux conditions de croisière.
- [0075] Les inventeurs étaient conscients que, notamment avec l'utilisation de carburants différents des carburants à base de kérosène traditionnels, tels que des carburants d'aviation durable, des propriétés de carburant aux conditions de croisière peuvent être contrôlées par gestion soigneuse des moteurs afin d'améliorer les performances. Dans ce cas, une viscosité plus faible peut être obtenue, ce qui peut affecter l'efficacité de la combustion, notamment par rapport à la performance de pulvérisation de la tuyère de carburant au sein de la chambre de combustion. La performance de pulvérisation de tuyère de carburant affecte l'efficacité de combustion du carburant. Une viscosité plus faible du carburant aux conditions de croisière peut être plus propice à un moteur plus efficace. Le débit de carburant peut être optimisé pour améliorer le rendement du moteur à turbine, auquel la plus faible viscosité dudit carburant peut contribuer. Par exemple, la viscosité de carburant affecte la manière dont le carburant est délivré dans et enflammé par la chambre de combustion. La viscosité peut affecter la taille des gouttelettes et la répartition de pulvérisation à partir de tuyères de pulvérisation de carburant, ce qui peut à son tour impacter l'efficacité de combustion. La prise en compte de la viscosité de carburant lors de la distribution de carburant à la chambre de combustion, et le contrôle de manière appropriée en faisant varier l'apport de chaleur, peuvent donc fournir une combustion de carburant plus efficace, améliorant les performances de l'aéronef.
- [0076] Le carburant peut s'écouler à travers l'échangeur de chaleur primaire avant d'atteindre l'échangeur de chaleur secondaire. Au moins sensiblement tout le carburant peut passer à travers l'échangeur de chaleur primaire. Seule une plus petite proportion du carburant peut passer à travers l'échangeur de chaleur secondaire. Le carburant qui passe à travers l'échangeur de chaleur secondaire peut être renvoyé à un réservoir de carburant, éventuellement après utilisation dans un ou plusieurs systèmes auxiliaires, au lieu de passer à la chambre de combustion.
- [0077] Le système de gestion de carburant peut être contrôlé de manière à ajuster la viscosité de carburant entre 0,35 mm²/s et 0,53 mm²/s à l'entrée dans la chambre de combustion aux conditions de croisière.

- [0078] Le système de gestion de carburant peut être contrôlé pour ajuster la viscosité de carburant entre 0,4 mm²/s et 0,48 mm²/s à l'entrée dans la chambre de combustion aux conditions de croisière.
- [0079] Le système de gestion de carburant peut être contrôlé de manière à ajuster la viscosité de carburant inférieure ou égale à 0,50 mm²/s, 0,48 mm²/s, 0,46 mm²/s, 0,44 mm²/s, ou 0,42 mm²/s à l'entrée dans la chambre de combustion aux conditions de croisière. Le système de gestion de carburant peut être contrôlé de manière à ajuster la viscosité de carburant à moins de 0,50 mm²/s, 0,48 mm²/s, 0,46 mm²/s, 0,44 mm²/s, ou 0,42 mm²/s à l'entrée dans la chambre de combustion aux conditions de croisière.
- [0080] Le système de gestion de carburant peut en outre comprendre une soupape de remise en circulation située en aval de l'échangeur de chaleur primaire, la soupape de remise en circulation agencée pour permettre de renvoyer une quantité contrôlée de carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur primaire à une entrée de l'échangeur de chaleur primaire. L'étape de contrôle du système de gestion de carburant, qui peut être réalisée de manière à ajuster la viscosité du carburant, peut comprendre le contrôle de la proportion du carburant renvoyée à l'entrée de l'échangeur de chaleur primaire par l'intermédiaire de la soupape de remise en circulation. L'étape de contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre le contrôle d'une soupape de dosage de carburant (telle que décrite ci-dessus) et de la soupape de remise en circulation en fonction des informations fournies par la soupape de dosage de carburant (et éventuellement également en fonction d'autres informations, e. g. données de capteur de température).
- [0081] Le système de gestion de carburant peut en outre comprendre une conduite de contournement agencée pour permettre à une proportion du carburant de contourner au moins l'un de l'échangeur de chaleur primaire et de l'échangeur de chaleur secondaire.
- [0082] L'étape de contrôle du système de gestion de carburant, qui peut être réalisée de manière à ajuster la viscosité de carburant, peut comprendre le contrôle de la proportion du carburant qui traverse la conduite de contournement au lieu de traverser l'échangeur de chaleur primaire.
- [0083] Le système de gestion de carburant peut comprendre en outre une conduite de contournement d'huile agencée pour permettre à une proportion de l'huile de contourner au moins l'un de l'échangeur de chaleur primaire et de l'échangeur de chaleur secondaire, et éventuellement une conduite de contournement d'huile pour chaque échangeur de chaleur.
- [0084] L'étape de contrôle du système de gestion de carburant, qui peut être réalisée de manière à ajuster la viscosité de carburant, peut comprendre le contrôle de la proportion de l'huile qui passe à travers la conduite de contournement d'huile au lieu de traverser l'au moins un échangeur de chaleur.

- [0085] Le procédé peut comprendre le contrôle du système de gestion de carburant de manière à élever la température de carburant entre 150 °C et 170 °C à l'entrée dans la chambre de combustion dans des conditions de croisière
- [0086] Selon un sixième aspect, on fournit un moteur à turbine à gaz pour un aéronef. Le moteur à turbine à gaz comprend une chambre de combustion agencée pour brûler un carburant, et un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion. Le système de gestion de carburant comprend deux échangeurs de chaleur carburant-huile agencés pour que l'huile et le carburant s'écoulent à travers eux, les échangeurs de chaleur agencés pour transférer la chaleur entre l'huile et le carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. Le système de gestion de carburant comprend en outre une pompe à carburant agencée pour délivrer le carburant à la chambre de combustion. La pompe à carburant est située entre les deux échangeurs de chaleur carburant-huile. Le système de gestion de carburant est agencé pour ajuster la viscosité de carburant à moins de 0,58 mm²/s à l'entrée dans la chambre de combustion aux conditions de croisière.
- [0087] Il est envisagé que toutes les caractéristiques décrites pour le cinquième aspect puissent également s'appliquer au sixième aspect.
- [0088] De même, le sixième ou septième aspect peut être mis en œuvre conjointement avec le premier ou deuxième aspect et/ou le troisième ou quatrième aspect.
- [0089] Selon un septième aspect, un procédé de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz est fourni, le moteur à turbine à gaz comprenant :
- [0090] une chambre de combustion agencée pour brûler un carburant ; et
- [0091] un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion, dans lequel le système de gestion de carburant comprend :
- [0092] deux échangeurs de chaleur carburant-huile à travers lesquels l'huile et le carburant s'écoulent, les échangeurs de chaleur étant agencés pour transférer la chaleur entre l'huile et le carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire ; et
- [0093] une pompe à carburant agencée pour délivrer le carburant à la chambre de combustion, dans lequel la pompe à carburant est située entre les deux échangeurs de chaleur ;
- [0094] dans lequel le procédé comprend le contrôle du système de gestion de carburant de manière à transférer entre 200 et 600 kJ/m³ de la chaleur au carburant à partir de l'huile dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire dans des conditions de croisière.
- [0095] On aura à l'esprit que le transfert de chaleur est noté par unité de volume (m³) de carburant atteignant la chambre de combustion de manière à ajuster le débit de carburant et toute remise en circulation à travers l'échangeur de chaleur carburant-

huile primaire ou contournement de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire comme décrit ci-dessous. La quantité de chaleur transférée au carburant peut donc être calculée en fonction d'une température de carburant à l'approche ou l'entrée dans la chambre de combustion par comparaison avec une température de carburant dans un réservoir de carburant de l'aéronef, en tenant compte de la chaleur transférée d'autres sources au carburant qui atteint la chambre de combustion (par exemple, la chaleur transférée de l'huile au carburant dans l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire, dans des mises en œuvre dans lesquelles le carburant est envoyé vers la chambre de combustion au lieu d'être renvoyé vers un réservoir de carburant pour une remise en circulation ultérieure). La chaleur obtenue par le carburant à partir d'autres composants de moteur, par exemple la pompe, devrait être négligeable par rapport au gain de chaleur dans les échangeurs de chaleur et peut donc être ignorée dans la plupart des mises en œuvre.

- [0096] Comme le transfert de chaleur est mesuré par unité de volume de carburant, cela peut être considéré comme un taux de transfert de chaleur normalisé pour les variations de débit de carburant dans des conditions de croisière.
- [0097] La pompe à carburant est située entre les deux échangeurs de chaleur le long du trajet d'écoulement – i.e. en aval de l'échangeur de chaleur primaire mais en amont de l'échangeur de chaleur secondaire.
- [0098] Les inventeurs étaient conscients que l'utilisation de carburants différents des carburants à base de kérosène traditionnels, tels que des carburants d'aviation durable, peut conduire à des propriétés de carburant différentes, et que les paramètres aux conditions de croisière peuvent être ajustés pour utiliser les différentes propriétés de carburant. Par exemple, certains carburants peuvent avoir une stabilité thermique supérieure et/ou une capacité de chaleur supérieure, ce qui permet un transfert de chaleur accru vers le carburant et/ou une température de fonctionnement plus élevée. En particulier, une plus grande quantité de chaleur peut être transférée de l'huile au carburant dans les échangeurs de chaleur carburant-huile dans certaines mises en œuvre. Cela peut améliorer le refroidissement de l'huile avant son retour au reste du moteur à turbine. Cela améliore à son tour l'effet de refroidissement de l'huile sur les composants du moteur à travers lesquels elle s'écoule. Une température accrue de carburant peut également améliorer l'efficacité de la combustion dans la chambre de combustion, comme décrit précédemment pour d'autres aspects.
- [0099] Le placement de la pompe avant l'échangeur de chaleur secondaire peut permettre à la température de carburant d'être augmentée davantage que autrement en raison de la sensibilité des composants de pompe à des températures élevées.
- [0100] Le système de gestion de carburant peut être contrôlé de manière à transférer entre 300 et 500 kJ/m³ de chaleur au carburant à partir de l'huile aux conditions de croisière.

- [0101] Le système de gestion de carburant peut être contrôlé de manière à transférer entre 350 et 450 kJ/m³ de la chaleur au carburant à partir de l'huile aux conditions de croisière.
- [0102] Le système de gestion de carburant peut être contrôlé de manière à transférer entre 250 et 550 kJ/m³, 250 et 450 kJ/m³, 300 et 450 kJ/m³, 300 et 400 kJ/m³, 350 et 400 kJ/m³, 400 et 450 kJ/m³ ou 400 et 500 kJ/m³ de la chaleur au carburant à partir de l'huile dans des conditions de croisière.
- [0103] Le système de gestion de carburant peut en outre comprendre une soupape de remise en circulation située en aval de l'échangeur de chaleur primaire, la soupape de remise en circulation agencée pour permettre de renvoyer une quantité contrôlée de carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur primaire à une entrée de l'échangeur de chaleur primaire.
- [0104] Le contrôle du système de gestion de carburant de manière à contrôler la quantité de chaleur transférée peut consister à contrôler la proportion du carburant renvoyée à l'entrée de l'échangeur de chaleur primaire par l'intermédiaire de la soupape de remise en circulation.
- [0105] Le moteur à turbine à gaz peut comprendre une soupape de dosage de carburant (telle que décrite ci-dessus), la soupape de dosage de carburant étant agencée pour contrôler le débit de carburant à travers celle-ci et pour fournir des informations sur le débit de carburant à travers celles-ci (par exemple, en fonction de la position de soupape). L'étape de contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre le contrôle de la soupape de dosage de carburant et de la soupape de remise en circulation en fonction des informations fournies par la soupape de dosage de carburant (et éventuellement également en fonction d'autres informations, e. g. données de capteur de température).
- [0106] Le système de gestion de carburant peut en outre comprendre une conduite de contournement agencée pour permettre à une proportion du carburant de contourner au moins l'un de l'échangeur de chaleur primaire et de l'échangeur de chaleur secondaire.
- [0107] Le contrôle du système de gestion de carburant de manière à contrôler la quantité de chaleur transférée peut comprendre le contrôle de la proportion du carburant qui traverse la conduite de contournement au lieu de traverser l'échangeur de chaleur primaire.
- [0108] Le système de gestion de carburant peut comprendre en outre une conduite de contournement d'huile agencée pour permettre à une proportion de l'huile de contourner au moins l'un de l'échangeur de chaleur primaire et de l'échangeur de chaleur secondaire, et éventuellement peut comprendre deux conduites de contournement d'huile, une pour chaque échangeur de chaleur.
- [0109] Le contrôle du système de gestion de carburant de manière à contrôler la quantité de chaleur transférée peut comprendre le contrôle de la proportion de l'huile qui traverse

la (ou chaque) conduite de contournement d'huile au lieu de traverser l'au moins un échangeur de chaleur.

- [0110] Selon un huitième aspect, on fournit un moteur à turbine à gaz pour un aéronef. Le moteur à turbine à gaz comprend une chambre de combustion agencée pour brûler un carburant, et un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion. Le système de gestion de carburant comprend deux échangeurs de chaleur carburant-huile agencés pour que l'huile et le carburant s'écoulent à travers eux, les échangeurs de chaleur agencés pour transférer la chaleur entre l'huile et le carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. Le système de gestion de carburant comprend en outre une pompe à carburant agencée pour délivrer le carburant à la chambre de combustion. La pompe à carburant est située entre les deux échangeurs de chaleur carburant-huile. Le système de gestion de carburant est agencé pour transférer entre 200 et 600 kJ/m³ de chaleur au carburant à partir de l'huile dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire aux conditions de croisière.
- [0111] Il est envisagé que toutes les caractéristiques décrites pour le septième aspect puissent également s'appliquer au huitième aspect.
- [0112] De manière similaire, le septième ou huitième aspect peut être mis en œuvre conjointement avec n'importe quel ou tous les aspects précédents.
- [0113] Les caractéristiques ci-dessous peuvent s'appliquer dans tout ou partie des aspects ci-dessus.
- [0114] Dans les aspects ci-dessus, l'huile peut entrer dans les échangeurs de chaleur carburant-huile à une température plus élevée que le carburant n'entre dans l'échangeur de chaleur respectif dans des conditions de croisière, de telle sorte que les échangeurs de chaleur carburant-huile sont agencés pour transférer de la chaleur de l'huile au carburant.
- [0115] Le carburant peut s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire avant de s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. Le carburant peut s'écouler à travers la pompe à carburant après sortie de l'échangeur de chaleur primaire et avant d'entrer dans l'échangeur de chaleur secondaire.
- [0116] L'échangeur de chaleur carburant-huile primaire peut être dénommé échangeur de chaleur carburant-huile principal. La majorité du transfert de chaleur entre l'huile et le carburant peut se produire dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire. La fonction primaire de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire peut être de chauffer le carburant avant qu'il soit fourni à la chambre de combustion. Au moins sensiblement tout le carburant peut passer à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile principal.
- [0117] L'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire peut être un échangeur de chaleur

carburant-huile asservi. Une partie, mais pas la totalité, du carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile principal peut être dirigée vers l'échangeur de chaleur carburant-huile asservi. L'échangeur de chaleur asservi est généralement plus petit que l'échangeur de chaleur primaire en raison du débit de carburant réduit par comparaison avec celui à travers l'échangeur de chaleur primaire. L'échangeur de chaleur carburant-huile asservi peut augmenter davantage la température du carburant, avant de fournir le carburant à utiliser dans des mécanismes d'asservissement du moteur à turbine à gaz (par exemple pour l'actionnement et/ou le chauffage hydraulique à carburant). Ces mécanismes d'asservissement peuvent comporter un système antigivre de nacelle. Les mécanismes d'asservissement peuvent comporter des actionneurs de moteur. Les mécanismes d'asservissement peuvent comporter une soupape asservie de refroidissement de carter de turbine (TCC). Seul le carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire peut être utilisé dans ces systèmes auxiliaires.

- [0118] Le carburant utilisé dans ces systèmes auxiliaires peut être renvoyé dans un réservoir de carburant pour remise en circulation ultérieure, ou être recombinaison avec un autre carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile principal et entrer dans la chambre de combustion.
- [0119] Le carburant qui traverse l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire peut donc ne pas être fourni à la chambre de combustion dans certaines mises en œuvre, mais à la place renvoyé à un réservoir de carburant d'aéronef, éventuellement après utilisation dans des systèmes auxiliaires tels que des actionneurs hydrauliques à carburant.
- [0120] L'échangeur de chaleur carburant-huile asservi peut être structurellement similaire à, ou identique à, l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire. L'échangeur de chaleur carburant-huile asservi peut être plus petit que l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire.
- [0121] Au moins une partie du carburant peut ne pas passer à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. Au moins une partie du carburant peut ne pas passer à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire. Un trajet de contournement peut être prévu pour un ou chaque échangeur de chaleur, pour permettre à une partie du carburant de contourner cet échangeur de chaleur.
- [0122] En particulier, dans des exemples dans lesquels du carburant qui passe à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire est renvoyé vers un réservoir plutôt que fourni à la chambre de combustion, la proportion de carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire qui évite l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire peut être supérieure à la proportion s'écoulant à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire, facultativement par un facteur d'au

moins trois. Une conduite de contournement pour l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire peut être fournie en plus d'un itinéraire de carburant alternatif de l'échangeur de chaleur primaire vers la chambre de combustion qui évite l'échangeur de chaleur secondaire, dans certaines mises en œuvre. Certains carburant utilisés pour les systèmes auxiliaires peuvent donc avoir contourné l'échangeur de chaleur secondaire plutôt que de le traverser.

- [0123] Une partie de carburant peut être dirigée vers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire par n'importe quels moyens appropriés tels qu'une ou plusieurs soupapes ou similaires.
- [0124] Approximativement entre 10 % et 30 % du carburant au-delà de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (i.e. du carburant qui a traversé ou contourné l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire) peuvent être délivrés à l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. Cela peut être décrit comme entre 10 % et 30 % du carburant sur le trajet de carburant principal en amont de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. Par exemple, approximativement entre 10 % et 20 % du carburant peuvent être délivrés à l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. Approximativement entre 13 % et 17 % du carburant peuvent être délivrés à l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. À ce titre, plus du carburant s'écoule généralement de l'échangeur de chaleur primaire vers la chambre de combustion sans s'écouler à travers l'échangeur de chaleur secondaire qu'il s'en écoule à travers l'échangeur de chaleur secondaire. Le trajet d'écoulement de l'échangeur de chaleur primaire vers la chambre de combustion peut donc être décrit comme un trajet principal d'écoulement de carburant, avec une proportion du carburant qui est déviée de ce trajet pour s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire, et éventuellement une partie ou la totalité de cette proportion renvoyée au trajet de flux de carburant principal avant la chambre de combustion.
- [0125] Approximativement 0 à 10 %, 20 à 30 %, 20 à 40 %, ou 30 à 40 % du carburant peuvent passer à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire.
- [0126] Dans d'autres exemples, une proportion plus élevée de carburant peut passer à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire.
- [0127] Une partie fixe de carburant peut traverser l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. Alternativement, une partie variable de carburant peut passer à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire – le contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre le contrôle de la proportion du carburant qui est envoyée vers l'échangeur de chaleur secondaire.
- [0128] Un rapport du transfert de chaleur de l'huile au carburant pour les échangeurs de chaleur carburant-huile primaire et secondaire peut être approximativement entre 70:30 et 90:10. L'échangeur de chaleur carburant-huile primaire peut donc être

responsable de 70 à 90 % du transfert de chaleur – il peut être appelé « primaire » car il est responsable de la plupart du transfert de chaleur, i.e. étant la source primaire de chaleur pour chauffer le carburant avant l'entrée dans la chambre de combustion, ainsi qu'en raison du fait qu'il est le premier échangeur de chaleur carburant-huile à être atteint par le carburant.

- [0129] Un rapport du transfert de chaleur de l'huile au carburant pour les échangeurs de chaleur carburant-huile primaire et secondaire peut être d'approximativement 80:20.
- [0130] Dans d'autres exemples, le rapport du transfert de chaleur de l'huile au carburant pour l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire peut être plus élevé.
- [0131] L'huile peut s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire avant l'écoulement à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire. L'huile peut ne pas traverser de composants qui y ajoutent de la chaleur entre la sortie de l'échangeur de chaleur secondaire et l'entrée dans l'échangeur de chaleur primaire. Ainsi, la température de l'huile s'écoulant à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire peut être supérieure à la température de l'huile s'écoulant à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire dans des conditions de croisière. Le carburant peut s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire avant de s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire.
- [0132] En effet, le système de gestion de carburant peut être agencé de telle sorte que le carburant s'écoule à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire avant de s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire alors que l'huile s'écoule à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire avant de s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire.
- [0133] Au vu de ce qui précède, on aura à l'esprit que le carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire est généralement plus chaud que le carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire. Le carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire peut être délivré à la chambre de combustion, ou peut être renvoyé vers un réservoir de carburant (éventuellement par l'intermédiaire de composants hydrauliques à carburant, ou d'autres systèmes à utilisation de carburant), plutôt que d'être passé à une pompe et ensuite éventuellement remis en circulation, par exemple. En outre, le trajet de carburant plus court du carburant sortant de l'échangeur de chaleur secondaire par comparaison avec celui sortant de l'échangeur de chaleur primaire peut réduire le nombre de composants qui ont interagi avec le carburant à sa température la plus élevée, ce qui peut améliorer la longévité du composant.
- [0134] En outre, la mise en place de la pompe à carburant entre les échangeurs de chaleur carburant-huile primaire et secondaire peut aider à préserver la durée de vie de la pompe à carburant. La température du carburant peut être élevée à la sortie de

l'échangeur de chaleur primaire, et encore plus élevée à la sortie de l'échangeur de chaleur secondaire. La mise en place de la pompe à carburant entre les deux, et plus précisément avant l'échangeur de chaleur secondaire, réduit l'exposition de la pompe à carburant à l'écoulement de carburant à température la plus élevée, et réduit donc les dommages liés à ces hautes températures.

- [0135] Le contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre le contrôle du débit de carburant à travers un ou plusieurs des échangeurs de chaleur. Le contrôle du débit de carburant peut comprendre l'ajustement du débit de carburant à travers un ou plusieurs des échangeurs de chaleur.
- [0136] Le contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre le contrôle de l'écoulement d'huile à travers un ou plusieurs des échangeurs de chaleur. Le contrôle de l'écoulement d'huile peut comprendre l'ajustement du débit d'huile à travers un ou plusieurs des échangeurs de chaleur.
- [0137] Le contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre le changement de paramètres des un ou plusieurs composants du système, comportant un ou plusieurs des échangeurs de chaleur ou de la pompe à carburant. Le contrôle du système de gestion de carburant peut comprendre en outre l'utilisation de composants supplémentaires, tels qu'un échangeur de chaleur air-huile et une ou plusieurs soupapes agencées pour dévier une partie contrôlée de l'huile vers cet échangeur de chaleur air-huile. Un contrôleur dédié peut être utilisé pour contrôler le système de gestion de carburant, ou l'EEC peut être utilisé.
- [0138] L'écoulement du carburant peut être contrôlé pour chacun des troisième à huitième aspects en utilisant une soupape de remise en circulation située en aval de l'échangeur de chaleur primaire, la soupape de remise en circulation agencée pour permettre de renvoyer une quantité contrôlée de carburant qui n'a pas traversé l'échangeur de chaleur secondaire à l'entrée de l'échangeur de chaleur primaire.
- [0139] Le moteur à turbine à gaz peut faire partie d'un aéronef. L'aéronef peut comprendre un réservoir de carburant, et une pompe d'alimentation en carburant conçue pour alimenter un écoulement de carburant au système de gestion de carburant du moteur lui-même. La pompe d'alimentation en carburant peut être décrite comme une pompe à réservoir de carburant ou une pompe basse pression, et est située en amont du moteur, et donc en amont de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire.
- [0140] La pompe à carburant du système de gestion de carburant peut être décrite ici en tant que pompe à carburant principale ou pompe à carburant moteur, car, à la différence de la pompe d'alimentation en carburant, c'est une partie du moteur lui-même. La pompe à carburant principale est située en aval de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire. La pompe à carburant principale est située en amont de la sortie de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire, et généralement également en

amont de l'entrée de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. Une ou plusieurs pompes à carburant auxiliaires peuvent être situées au niveau de l'une quelconque position appropriée le long du trajet d'écoulement de carburant.

- [0141] Comme discuté ci-dessus, au moins une partie du carburant traversant l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire peut être fournie à des mécanismes d'asservissement de l'aéronef. Au moins une partie de ce carburant peut alors être renvoyée à un réservoir de carburant d'aéronef ou à la pompe basse pression pour la remise en circulation.
- [0142] Alternativement ou en complément, au moins une partie du carburant s'écoulant à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire peut être renvoyée à l'un quelconque point antérieur du trajet d'écoulement de carburant ; par exemple en retour vers l'entrée de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire ou secondaire, ou peut être recombinaisonnée avec un autre carburant s'approchant de la chambre de combustion.
- [0143] Dans certains exemples de mises en œuvre, un troisième, un quatrième ou un quelconque nombre approprié d'autres échangeurs de chaleur carburant-huile peut être présent, facultativement avec une soupape de carburant exploitable pour contrôler un débit de carburant à travers celui-ci.
- [0144] L'écoulement d'huile à l'intérieur du moteur à turbine à gaz peut suivre une boucle fermée. Le système d'huile à boucle fermée peut être conçu pour alimenter un écoulement de remise en circulation d'huile au sein du moteur et peut être décrit comme un système de lubrification et/ou de refroidissement à remise en circulation, ou en tant que système d'huile à remise en circulation. Au moins un des échangeurs de chaleur carburant-huile primaire et secondaire peut être décrit comme faisant partie du système à boucle fermée. Le système de lubrification et/ou de refroidissement à remise en circulation peut être décrit comme un système de gestion de chaleur à huile, car de la chaleur est retirée de l'huile après qu'elle a été chauffée dans le processus de lubrification et/ou de refroidissement d'autres composants de système.
- [0145] Le système à boucle fermée peut comprendre au moins une première pompe à huile conçue pour pomper un écoulement d'huile autour d'au moins une partie du système d'huile à remise en circulation. La première pompe à huile peut être située au niveau de l'une quelconque position appropriée autour du système d'huile à remise en circulation. Le système d'huile à remise en circulation peut être conçu de telle sorte que l'écoulement d'huile s'écoule à travers des composants de moteur à lubrifier et/ou refroidir (par exemple, la chambre de palier de moteur) et peut ensuite être collecté dans un carter. La première pompe à huile peut être conçue pour pomper de l'huile du carter vers un premier réservoir d'huile. À ce titre, la première pompe à huile peut être décrite comme une pompe de récupération.
- [0146] Le réservoir d'huile peut être approprié pour contenir un volume d'huile. Le réservoir

d'huile peut être conçu pour contenir l'un quelconque volume approprié d'huile. Le réservoir d'huile peut être agencé pour éliminer les gaz de l'huile dans le premier réservoir d'huile. L'huile sortant du réservoir d'huile peut traverser un filtre, une crépine ou analogue.

- [0147] Une seconde pompe à huile peut être située entre le premier réservoir d'huile et l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire ou secondaire. La seconde pompe à huile peut être décrite comme une pompe d'alimentation. La seconde pompe à huile peut être conçue pour pomper de l'huile du premier réservoir d'huile vers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire ou secondaire.
- [0148] Dans certaines mises en œuvre, au moins une partie de l'huile s'écoule à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire et au moins une partie de l'huile s'écoule à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire. L'ensemble de l'huile peut s'écouler à la fois à travers les échangeurs de chaleur carburant-huile primaire et secondaire. Comme abordé précédemment, l'huile peut d'abord s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire, puis à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire, ayant ainsi l'itinéraire d'écoulement opposé à celui du carburant.
- [0149] Le moteur à turbine à gaz peut comprendre en outre un ou plusieurs échangeurs de chaleur air-huile. Les un ou plusieurs échangeurs de chaleur air-huile peuvent faire partie du système d'huile à remise en circulation. Le ou les échangeurs de chaleur air-huile peuvent être agencés en série d'écoulement avec les échangeurs de chaleur carburant-huile primaire et secondaire de telle sorte qu'au moins une partie de l'écoulement d'huile s'écoule à travers un échangeur de chaleur air-huile avant d'entrer dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire ou secondaire, ou inversement. Dans un exemple, l'huile peut s'écouler à travers un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire avant de s'écouler à travers un échangeur de chaleur air-huile (par exemple un refroidisseur d'huile refroidi à l'air en surface) puis l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire. Un tuyau de contournement d'huile peut être prévu pour permettre à une proportion variable de l'huile de contourner le ou chaque échangeur de chaleur air-huile. Dans le cadre du contrôle du système de gestion de carburant, la proportion de contournement peut être ajustée de manière à diminuer ou augmenter la quantité de chaleur dans l'huile disponible au carburant.
- [0150] Aux conditions de croisière, et pour tous les aspects décrits ici, l'écoulement d'huile entrant dans n'importe lequel des échangeurs de chaleur carburant-huile peut avoir une température moyenne plus élevée que l'écoulement de carburant entrant dans le même échangeur de chaleur carburant-huile aux conditions de croisière. De cette manière, l'énergie thermique peut être transférée de l'écoulement d'huile vers l'écoulement de carburant s'écoulant à travers le ou les échangeurs de chaleur carburant-huile dans des

conditions de croisière. Ainsi, l'huile sortant de chaque échangeur de chaleur peut avoir une température plus basse que l'huile entrant dans cet échangeur de chaleur dans des conditions de croisière.

- [0151] On aura à l'esprit que, dans l'un quelconque des exemples décrits ici, un fluide de transfert de chaleur intermédiaire pourrait être utilisé plutôt qu'un transfert de chaleur direct huile à carburant, et que le terme « échangeur de chaleur carburant-huile » peut comporter des échangeurs de chaleur utilisant un tel fluide intermédiaire. De même, un échangeur de chaleur huile-huile, carburant-air ou huile-air peut utiliser un fluide de transfert de chaleur intermédiaire dans certaines mises en œuvre.
- [0152] Comme indiqué ailleurs ici, la présente description peut s'appliquer à une quelconque configuration pertinente d'un moteur à turbine à gaz. Un tel moteur à turbine à gaz peut être, par exemple, un moteur à turbine à gaz à double flux, un moteur à turbine à gaz à rotor ouvert (dans lequel l'hélice n'est pas entourée par une nacelle), un moteur à turbopropulseur ou un turboréacteur. Un tel moteur quelconque peut être ou non pourvu d'un post-brûleur. Un tel moteur à turbine à gaz peut être, par exemple, conçu pour des applications de génération de puissance terrestre ou marine.
- [0153] Un moteur à turbine à gaz en conformité avec un aspect quelconque de la présente description peut comprendre un cœur de moteur comprenant une turbine, une chambre de combustion, un compresseur, et un arbre de cœur raccordant la turbine au compresseur. Un tel moteur à turbine à gaz peut comprendre une soufflante (ayant des aubes de soufflante). Une telle soufflante peut être située en amont du cœur de moteur. En variante, dans certains exemples, le moteur à turbine à gaz peut comprendre une soufflante située en aval du cœur de moteur, par exemple où le moteur à turbine à gaz est un moteur à rotor ouvert ou un à turbopropulseur (auquel cas la soufflante peut être dénommée hélice).
- [0154] Lorsque le moteur à turbine à gaz est un moteur à rotor ouvert ou à turbopropulseur, le moteur à turbine à gaz peut comprendre deux étages d'hélice contrarotatifs fixés à et entraînés par une turbine de puissance libre par l'intermédiaire d'un arbre. Les hélices peuvent tourner dans des sens opposés de sorte que l'un tourne dans le sens horaire et l'autre dans le sens anti-horaire autour de l'axe de rotation du moteur. En variante, le moteur à turbine à gaz peut comprendre un étage d'hélice et un étage d'aubes directrices conçu en aval de l'étage d'hélice. L'étage d'aubes directrices peut être à pas variable. Ainsi, les turbines à haute pression, à pression intermédiaire et à puissance libre peuvent respectivement entraîner des hélices et des compresseurs à pression élevée et intermédiaire par des arbres d'interconnexion appropriés. Ainsi, les hélices peuvent fournir la majorité de la poussée de propulsion.
- [0155] Dans le cas où le moteur à turbine à gaz est un moteur à rotor ouvert ou à turbopropulseur, un ou plusieurs parmi les étages d'hélice peuvent être entraînés par un

réducteur. Le réducteur peut être du type décrit ici.

- [0156] Un moteur selon la présente description peut être un turboréacteur à double flux. Un tel moteur peut être un turboréacteur à double flux à entraînement direct dans lequel la soufflante est directement reliée à la turbine d'entraînement de soufflante, par exemple sans réducteur, par l'intermédiaire d'un arbre de cœur. Dans un tel moteur à double flux à entraînement direct, la soufflante peut être dite rotative à la même vitesse de rotation que la turbine d'entraînement de soufflante. Strictement à titre d'exemple, la turbine d'entraînement de soufflante peut être une première turbine, l'arbre de cœur peut être un premier arbre de cœur, et le moteur à turbine à gaz peut comprendre en outre une seconde turbine et un deuxième arbre de cœur reliant la seconde turbine au compresseur. La seconde turbine, le compresseur et le deuxième arbre de cœur peuvent être agencés pour tourner à une vitesse de rotation plus élevée que le premier arbre de cœur. Dans un tel agencement, la seconde turbine peut être positionnée axialement en amont de la première turbine.
- [0157] Un moteur selon la présente description peut être un turboréacteur à double flux à engrenages. Dans un tel agencement, le moteur a une soufflante qui est entraînée par l'intermédiaire d'un réducteur. En conséquence, un tel moteur à turbine à gaz peut comprendre un réducteur qui reçoit une entrée de l'arbre de cœur et délivre un entraînement à la soufflante de manière à entraîner la soufflante à une vitesse de rotation inférieure à celle de l'arbre de cœur. L'entrée vers le réducteur peut être directement à partir de l'arbre de cœur, ou indirectement à partir de l'arbre de cœur, par exemple par l'intermédiaire d'un arbre et/ou engrenage droits. L'arbre de cœur peut solidariser la turbine et le compresseur, de telle sorte que la turbine et le compresseur tournent à la même vitesse (avec la soufflante tournant à une vitesse plus basse).
- [0158] Le moteur à turbine à gaz tel que décrit et/ou revendiqué ici peut avoir n'importe quelle architecture générale appropriée. Par exemple, le moteur à turbine à gaz peut avoir n'importe quel nombre souhaité d'arbres qui relient des turbines et des compresseurs, par exemple un, deux ou trois arbres. À titre d'exemple uniquement, la turbine reliée à l'arbre de cœur peut être une première turbine, le compresseur relié à l'arbre de cœur peut être un premier compresseur, et l'arbre de cœur peut être un premier arbre de cœur. Le cœur de moteur peut comprendre en outre une deuxième turbine, un deuxième compresseur et un deuxième arbre de cœur raccordant la deuxième turbine au deuxième compresseur. La deuxième turbine, le deuxième compresseur et le deuxième arbre de cœur peuvent être agencés pour tourner à une vitesse de rotation plus élevée que le premier arbre de cœur.
- [0159] Dans un tel agencement, le deuxième compresseur peut être positionné axialement en aval du premier compresseur. Le deuxième compresseur peut être agencé pour recevoir (par exemple recevoir directement, par exemple par l'intermédiaire d'un conduit gén-

ralement annulaire) un flux depuis le premier compresseur.

- [0160] Le réducteur peut être agencé pour être entraîné par l'arbre de cœur qui est configuré pour tourner (par exemple en cours d'utilisation) à la vitesse de rotation la plus basse (par exemple le premier arbre de cœur dans l'exemple ci-dessus). Par exemple, le réducteur peut être agencé pour être entraîné uniquement par l'arbre de cœur qui est configuré pour tourner (par exemple en cours d'utilisation) à la vitesse de rotation la plus basse (par exemple uniquement par le premier arbre de cœur, et non le deuxième arbre de cœur, dans l'exemple ci-dessus). En variante, le réducteur peut être agencé pour être entraîné par n'importe quel ou n'importe quels arbre(s), par exemple les premier et/ou deuxième arbres dans l'exemple ci-dessus.
- [0161] Le réducteur peut être une boîte de réduction (en cela que la sortie vers la soufflante présente une vitesse de rotation inférieure à l'entrée depuis l'arbre de cœur). N'importe quel type de réducteur peut être utilisé. Par exemple, le réducteur peut être un réducteur « planétaire » ou « en étoile », tel que décrit d'une manière plus détaillée ailleurs dans le présent document. Un tel réducteur peut être un étage unique. En variante, un tel réducteur peut être un réducteur composé, par exemple un réducteur planétaire composé (qui peut avoir l'entrée sur l'engrenage solaire et la sortie sur la couronne dentée, et donc être dénommé réducteur « en étoile composé »), par exemple à deux étages de réduction.
- [0162] Le réducteur peut avoir n'importe quel rapport de réduction souhaité (défini comme la vitesse de rotation de l'arbre d'entrée divisée par la vitesse de rotation de l'arbre de sortie), par exemple supérieur à 2,5, par exemple dans la plage de 3 à 4,2, ou de 3,2 à 3,8, par exemple de l'ordre de ou d'au moins 3, 3,1, 3,2, 3,3, 3,4, 3,5, 3,6, 3,7, 3,8, 3,9, 4, 4,1 ou 4,2. Le rapport d'engrenage peut être, par exemple, entre deux quelconques des valeurs dans la phrase précédente. Strictement à titre d'exemple, le réducteur peut être un réducteur en « étoile » ayant un rapport de réduction dans la plage allant de 3,1 ou 3,2 à 3,8. Strictement à titre d'exemple supplémentaire, le réducteur peut être un réducteur en « étoile » ayant un rapport de réduction dans la plage allant de 3,0 à 3,1. Strictement à titre d'exemple, le réducteur peut être un réducteur « planétaire » ayant un rapport de réduction dans la plage de 3,6 à 4,2. Dans certains agencements, le rapport d'engrenage peut être à l'extérieur de ces plages.
- [0163] Dans n'importe quel moteur à turbine à gaz tel que décrit et/ou revendiqué ici, le carburant d'une composition ou d'un mélange donné est fourni à une chambre de combustion, qui peut être fournie en aval de la soufflante et du ou des compresseurs par rapport au trajet d'écoulement (par exemple axialement en aval). Par exemple, la chambre de combustion peut être directement en aval du (par exemple à la sortie du) deuxième compresseur, lorsqu'un deuxième compresseur est fourni. À titre d'exemple supplémentaire, le flux à la sortie vers la chambre de combustion peut être fourni à

l'entrée de la deuxième turbine, lorsqu'une deuxième turbine est fournie. La chambre de combustion peut être fournie en amont de la ou des turbine(s).

[0164] Le ou chaque compresseur (par exemple le premier compresseur et le deuxième compresseur tels que décrits ci-dessus) peut comprendre n'importe quel nombre d'étages, par exemple de multiples étages. Chaque étage peut comprendre une rangée d'aubes de rotor et une rangée d'aubes de stator, qui peuvent être des aubes de stator variables (en ce que leur angle d'incidence peut être variable). La rangée d'aubes de rotor et la rangée d'aubes de stator peuvent être axialement décalées l'une de l'autre. Par exemple, le moteur à turbine à gaz peut être un moteur à turbine à gaz à double flux à entraînement direct comprenant 13 ou 14 étages de compresseur (en plus de la soufflante). Un tel moteur peut par exemple comprendre 3 étages dans le premier compresseur (ou « basse pression ») et soit 10 soit 11 étages dans le second compresseur (ou « haute pression »). À titre d'exemple supplémentaire, le moteur à turbine à gaz peut être un moteur à turbine à gaz à « engrenages » (dans lequel la soufflante est entraînée par un premier arbre de cœur par l'intermédiaire d'une boîte de réduction) comprenant 11, 12 ou 13 étages de compresseur (en plus de la soufflante). Un tel moteur peut comprendre 3 ou 4 étages dans le premier compresseur (ou « basse pression ») et 8 ou 9 étages dans le second compresseur (ou « haute pression »). À titre d'exemple supplémentaire, le moteur à turbine à gaz peut être un moteur à turbine à gaz à « engrenages » ayant 4 étages dans le premier compresseur (ou « basse pression ») et 10 étages dans le second compresseur (ou « haute pression »).

[0165] La ou chaque turbine (par exemple la première turbine et la deuxième turbine telles que décrites ci-dessus) peuvent comprendre n'importe quel nombre d'étages, par exemple de multiples étages. Chaque étage peut comprendre une rangée d'aubes de rotor et une rangée d'aubes de stator, ou inversement, selon le besoin. Les rangées respectives d'aubes de rotor et d'aubes de stator peuvent être axialement décalées l'une de l'autre. La seconde turbine (ou « haute pression ») peut comprendre 2 étages dans n'importe quel agencement (par exemple, indépendamment du fait qu'il s'agisse d'un moteur à engrenages ou à entraînement direct). Le moteur à turbine à gaz peut être un moteur à turbine à gaz à entraînement direct comprenant une première turbine (ou « basse pression ») ayant 5, 6 ou 7 étages. En variante, le moteur à turbine à gaz peut être un moteur à turbine à gaz à « engrenages » comprenant une première turbine (ou « basse pression ») ayant 3 ou 4 étages.

[0166] Chaque aube de soufflante peut être définie comme ayant une portée radiale s'étendant d'un pied (ou d'un moyeu) au niveau d'un emplacement radialement interne lavé par les gaz, ou position de portée de 0 %, jusqu'à une pointe à une position de portée de 100 %. Le rapport du rayon de l'aube de soufflante au niveau du moyeu au rayon de l'aube de soufflante au niveau de la pointe peut être inférieur à (ou de l'ordre

de) l'un quelconque parmi : 0,4, 0,39, 0,38, 0,37, 0,36, 0,35, 0,34, 0,33, 0,32, 0,31, 0,3, 0,29, 0,28, 0,27, 0,26 ou 0,25. Le rapport du rayon de l'aube de soufflante au niveau du moyeu au rayon de l'aube de soufflante au niveau du bout peut être inclus dans une plage inclusive délimitée par deux quelconques des valeurs de la phrase précédente (i.e. les valeurs peuvent former des limites supérieures ou inférieures), par exemple dans la plage de 0,28 à 0,32, ou 0,29 à 0,30. Ces rapports peuvent être couramment désignés le rapport du moyeu à la pointe. Le rayon au niveau du moyeu et le rayon au niveau de la pointe peuvent l'un et l'autre être mesurés au niveau de la partie de bord d'attaque (ou axialement la plus en avant) de l'aube. Le rapport du moyeu à la pointe fait référence, bien sûr, à la partie lavée par les gaz de l'aube de soufflante, c'est-à-dire la partie radialement à l'extérieur d'une quelconque plate-forme.

- [0167] Le rayon de la soufflante peut être mesuré entre la ligne médiane du moteur et la pointe d'une aube de soufflante au niveau de son bord d'attaque. Le diamètre de soufflante (qui peut être simplement deux fois le rayon de la soufflante) peut être supérieur à (ou de l'ordre de) l'un quelconque parmi :
- 140 cm, 170 cm, 180 cm, 190 cm, 200 cm, 210 cm, 220 cm, 230 cm, 240 cm, 250 cm (environ 100 pouces), 260 cm, 270 cm (environ 105 pouces), 280 cm (environ 110 pouces), 290 cm (environ 115 pouces), 300 cm (environ 120 pouces), 310 cm, 320 cm (environ 125 pouces), 330 cm (environ 130 pouces), 340 cm (environ 135 pouces), 350 cm, 360 cm (environ 140 pouces), 370 cm (environ 145 pouces), 380 cm (environ 150 pouces), 390 cm (environ 155 pouces), 400 cm, 410 cm (environ 160 pouces) ou 420 cm (environ 165 pouces). Le diamètre de soufflante peut être dans une plage inclusive délimitée par deux quelconques des valeurs de la phrase précédente (i.e. les valeurs peuvent former des limites supérieures ou inférieures), par exemple dans la plage allant de 240 cm à 280 cm, ou 330 cm à 380 cm. Strictement à titre d'exemple non limitatif, le diamètre de soufflante peut être dans la plage allant de 170 cm à 180 cm, 190 cm à 200 cm, 200 cm à 210 cm, 210 cm à 230 cm, 290 cm à 300 cm ou 340 cm à 360 cm.

- [0168] La vitesse de rotation de la soufflante peut varier en cours d'utilisation. Généralement, la vitesse de rotation est plus basse pour des soufflantes avec un diamètre plus élevé. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la vitesse de rotation de la soufflante aux conditions de croisière peut être inférieure à 3500 tr/min, par exemple inférieure à 2500 tr/min, par exemple inférieure à 2300 tr/min. Strictement à titre d'exemple non limitatif supplémentaire, la vitesse de rotation de la soufflante aux conditions de croisière pour un moteur à turbine à gaz « à engrenages » ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 200 cm à 210 cm peut être dans la plage allant de 2750 à 2900 tr/min. Strictement à titre d'exemple non limitatif supplé-

mentaire, la vitesse de rotation de la soufflante aux conditions de croisière pour un moteur à turbine à gaz « à engrenages » ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 210 cm à 230 cm peut être dans la plage allant de 2500 à 2800 tr/min.

Strictement à titre d'exemple non limitatif supplémentaire, la vitesse de rotation de la soufflante aux conditions de croisière pour un moteur à turbine à gaz « à engrenages » ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 340 cm à 360 cm peut être dans la plage allant de 1500 à 1800 tr/min. Strictement à titre d'exemple non limitatif supplémentaire, la vitesse de rotation de la soufflante aux conditions de croisière pour un moteur à entraînement direct ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 190 cm à 200 cm peut être dans la plage allant de 3600 à 3900 tr/min. Strictement à titre d'exemple non limitatif supplémentaire, la vitesse de rotation de la soufflante aux conditions de croisière pour un moteur à entraînement direct ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 300 cm à 340 cm peut être dans la plage allant de 2000 à 2800 tr/min.

[0169] En cours d'utilisation du moteur à turbine à gaz, la soufflante (avec les aubes de soufflante associées) tourne autour d'un axe de rotation. Cette rotation résulte en un déplacement de la pointe de l'aube de soufflante avec une vitesse U_{tip} . Le travail accompli par les pales de soufflante sur le flux résulte en une élévation d'enthalpie dH du flux. Une charge de pointe de soufflante peut être définie par dH/U_{tip}^2 , où dH est l'augmentation d'enthalpie (par exemple l'augmentation d'enthalpie moyenne 1-D) à travers la soufflante et U_{tip} est la vitesse (de translation) de la pointe de soufflante, par exemple au niveau du bord d'attaque de la pointe (qui peut être défini en tant que rayon de pointe de soufflante au niveau du bord d'attaque multiplié par la vitesse angulaire). La charge de pointe de soufflante aux conditions de croisière peut être supérieure à (ou de l'ordre de) l'un quelconque parmi : 0,28, 0,29, 0,30, 0,31, 0,32, 0,33, 0,34, 0,35, 0,36, 0,37, 0,38, 0,39 ou 0,4 (toutes les valeurs n'ayant pas de dimension). La charge de pointe de soufflante peut être dans une plage inclusive délimitée par deux quelconques des valeurs de la phrase précédente (i.e. les valeurs peuvent former des limites supérieures ou inférieures), par exemple dans la plage allant de 0,28 à 0,31 ou de 0,29 à 0,3 (par exemple pour un moteur à turbine à gaz à engrenages).

[0170] Des moteurs à turbine à gaz conformément à la présente description peuvent avoir n'importe quel rapport de contournement (BPR) souhaité, où le rapport de contournement est défini comme le rapport du débit massique de l'écoulement à travers le conduit de contournement au débit massique de l'écoulement à travers le cœur. Dans certains agencements le rapport de contournement aux conditions de croisière peut être supérieur à (ou de l'ordre de) n'importe lequel des suivants : 9, 9,5, 10, 10,5, 11, 11,5, 12, 12,5, 13, 13,5, 14, 14,5, 15, 15,5, 16, 16,5, 17, 17,5, 18, 18,5, 19, 19,5 ou 20. Le rapport de contournement aux conditions de croisière peut être

dans une plage inclusive délimitée par deux quelconques des valeurs de la phrase précédente (i.e. les valeurs peuvent former des limites supérieures ou inférieures), par exemple dans la plage allant de 12 à 16, de 13 à 15, ou de 13 à 14. Strictement à titre d'exemple non limitatif, le rapport de contournement aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à entraînement direct selon la présente description peut être dans la plage allant de 9:1 à 11:1. Strictement à titre d'exemple non limitatif supplémentaire, le rapport de contournement aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à engrenages selon la présente description peut être dans la plage allant de 12:1 à 15:1. Le conduit de contournement peut être sensiblement annulaire. Le conduit de contournement peut être radialement à l'extérieur du moteur de cœur. La surface radialement externe du conduit de contournement peut être définie par une nacelle et/ou un carter de soufflante.

[0171] Le rapport de pression global (OPR) d'un moteur à turbine à gaz tel que décrit et/ou revendiqué ici peut être défini comme le rapport de la pression de stagnation en sortie du compresseur à pression la plus élevée (avant une entrée dans la chambre de combustion) à la pression de stagnation en amont de la soufflante. À titre d'exemple non limitatif, le rapport de pression global d'un moteur à turbine à gaz tel que décrit et/ou revendiqué ici aux conditions de croisière peut être supérieur à (ou de l'ordre de) n'importe lequel des suivants : 35, 40, 45, 50, 55, 60, 65, 70, 75. Le rapport de pression global peut être dans une plage inclusive délimitée par deux quelconques des valeurs de la phrase précédente (c'est-à-dire que les valeurs peuvent former des limites supérieures ou inférieures), par exemple dans la plage de 50 à 70. Strictement à titre d'exemple non limitatif, le rapport de pression global aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 200 cm à 210 cm peut être dans la plage allant de 40 à 45. Strictement à titre d'exemple non limitatif, le rapport de pression global aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 210 cm à 230 cm peut être dans la plage allant de 45 à 55. Strictement à titre d'exemple non limitatif, le rapport de pression global aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 340 cm à 360 cm peut être dans la plage allant de 50 à 60. Strictement à titre d'exemple non limitatif, le rapport de pression global aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à entraînement direct ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 300 cm à 340 cm peut être dans la plage allant de 50 à 60.

[0172] La poussée spécifique d'un moteur peut être définie comme la poussée nette du moteur divisée par le débit massique total à travers le moteur. Dans certains exemples, une poussée spécifique peut dépendre, pour une condition de poussée donnée, de la composition spécifique de carburant fourni à la chambre de combustion. Aux

conditions de croisière, la poussée spécifique d'un moteur décrit et/ou revendiqué ici peut être inférieure à (ou de l'ordre de) n'importe laquelle des suivantes : 110 Nkg⁻¹s, 105 Nkg⁻¹s, 100 Nkg⁻¹s, 95 Nkg⁻¹s, 90 Nkg⁻¹s, 85 Nkg⁻¹s ou 80 Nkg⁻¹s. La poussée spécifique peut être dans une plage inclusive délimitée par deux quelconques des valeurs de la phrase précédente (c'est-à-dire que les valeurs peuvent former des limites supérieures ou inférieures), par exemple dans la plage de 80 Nkg⁻¹s à 100 Nkg⁻¹s, ou de 85 Nkg⁻¹s à 95 Nkg⁻¹s. De tels moteurs peuvent être particulièrement efficaces par comparaison avec des moteurs à turbine à gaz classiques. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la poussée spécifique d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 200 cm à 210 cm peut être dans la plage allant de 90 Nkg⁻¹s à 95 Nkg⁻¹s. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la poussée spécifique d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 210 cm à 230 cm peut être dans la plage allant de 80 Nkg⁻¹s à 90 Nkg⁻¹s. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la poussée spécifique d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 340 cm à 360 cm peut être dans la plage allant de 70 Nkg⁻¹s à 90 Nkg⁻¹s. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la poussée spécifique d'un moteur à turbine à gaz à entraînement direct ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 300 cm à 340 cm peut être dans la plage allant de 90 Nkg⁻¹s à 120 Nkg⁻¹s.

- [0173] Un moteur à turbine à gaz tel que décrit et/ou revendiqué ici peut avoir n'importe quelle poussée maximale souhaitée. Strictement à titre d'exemple non limitatif, une turbine à gaz telle que décrite et/ou revendiquée ici peut être susceptible de produire une poussée maximale d'au moins (ou de l'ordre de) n'importe laquelle des suivantes : 110 kN, 110 kN, 120 kN, 130 kN, 140 kN, 150 kN, 160 kN, 170 kN, 180 kN, 190 kN, 200 kN, 250 kN, 300 kN, 350 kN, 400 kN, 450 kN, 500 kN, ou 550 kN. La poussée maximale peut être une plage incluse délimitée par deux quelconques des valeurs dans la phrase précédente (c'est-à-dire que les valeurs peuvent former des limites supérieures ou inférieures). À titre d'exemple non limitatif uniquement, une turbine à gaz telle que décrite et/ou revendiquée ici peut être capable de produire une poussée maximale dans la plage de 330 kN à 420 kN, par exemple de 350 kN à 400 kN. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la poussée maximale d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 200 cm à 210 cm peut être dans la plage allant de 140 kN à 160 kN. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la poussée maximale d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 210 cm à 230 cm peut être dans la plage allant de 150 kN à 200 kN. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la poussée maximale d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 340 cm à 360 cm peut

être dans la plage allant de 370 kN à 500 kN. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la poussée maximale d'un moteur à turbine à gaz à entraînement direct ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 300 cm à 340 cm peut être dans la plage allant de 370 kN à 500 kN. La poussée mentionnée ci-dessus peut être la poussée nette maximale dans des conditions atmosphériques standard au niveau de la mer plus 15 degrés C (pression ambiante de 101,3 kPa, température de 30 degrés C), avec le moteur statique.

[0174] En cours d'utilisation, la température du flux à l'entrée de turbine haute pression peut être particulièrement élevée. Cette température, dite TET, peut être mesurée en sortie de la chambre de combustion, par exemple immédiatement en amont de la première aube de turbine, qui elle-même peut être appelée aube directrice de tuyère. Dans certains exemples, la TET peut dépendre, pour une condition de poussée donnée, de la composition spécifique de carburant fourni à la chambre de combustion. En conditions de croisière, la TET peut être au moins (ou de l'ordre de) l'une quelconque des valeurs suivantes : 1400 K, 1450 K, 1500 K, 1520 K, 1530 K, 1540 K, 1550 K, 1600 K ou 1650 K. Ainsi, uniquement à titre d'exemple non limitatif, la TET aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 200 cm à 210 cm peut être dans la plage allant de 1540 K à 1600 K. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la TET aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 210 cm à 230 cm peut être dans la plage allant de 1590 K à 1650 K. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la TET aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 340 cm à 360 cm peut être dans la plage allant de 1600 K à 1660 K. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la TET aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à entraînement direct ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 300 cm à 340 cm peut être dans la plage allant de 1590 K à 1650 K. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la TET aux conditions de croisière d'un moteur à turbine à gaz à entraînement direct ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 300 cm à 340 cm peut être dans la plage allant de 1570 K à 1630 K.

[0175] La TET en conditions de croisière peut être dans une plage inclusive délimitée par deux quelconques des valeurs de la phrase précédente (i.e. les valeurs peuvent former des limites supérieures ou inférieures), par exemple 1530 K à 1600 K. La TET maximale en utilisation du moteur peut être, par exemple, au moins (ou de l'ordre de) l'une quelconque des valeurs suivantes : 1700 K, 1750 K, 1800 K, 1850 K, 1900 K, 1950 K, 2000 K, 2050 K, ou 2100 K. Ainsi, uniquement à titre d'exemple non limitatif, la TET maximale d'un moteur à turbine à

gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 200 cm à 210 cm peut être dans la plage allant de 1890 K à 1960 K. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la TET maximale d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 210 cm à 230 cm peut être dans la plage allant de 1890 K à 1960 K. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la TET maximale d'un moteur à turbine à gaz à engrenages ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 340 cm à 360 cm peut être dans la plage allant de 1890 K à 1960 K. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la TET maximale d'un moteur à turbine à gaz à entraînement direct ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 300 cm à 340 cm peut être dans la plage allant de 1935 K à 1995 K. Strictement à titre d'exemple non limitatif, la TET maximale d'un moteur à turbine à gaz à entraînement direct ayant un diamètre de soufflante dans la plage allant de 300 cm à 340 cm peut être dans la plage allant de 1890 K à 1950 K. La TET maximale peut être dans une plage inclusive délimitée par deux quelconques des valeurs de la phrase précédente (i.e. les valeurs peuvent former des limites supérieures ou inférieures), par exemple dans la plage allant de 1800 K à 1950 K, ou de 1900 K à 2000 K. La TET maximale peut se produire, par exemple, dans une condition de poussée élevée, par exemple dans une condition de poussée maximale au décollage (PMD).

[0176] Une partie d'aube de soufflante et/ou de profil aérodynamique d'une aube de soufflante décrite et/ou revendiquée ici peut être fabriquée à partir de n'importe quel matériau ou combinaison de matériaux approprié(e). Par exemple au moins une partie de l'aube de soufflante et/ou du profil aérodynamique peut être fabriquée au moins en partie à partir d'un composite, par exemple un composite à matrice métallique et/ou un composite à matrice organique, tel qu'un composite à fibres de carbone. À titre d'exemple supplémentaire au moins une partie de l'aube de soufflante et/ou du profil aérodynamique peut être fabriquée au moins en partie à partir d'un métal, tel qu'un métal à base de titane ou un matériau à base d'aluminium (tel qu'un alliage aluminium-lithium) ou un matériau à base d'acier. L'aube de soufflante peut comprendre au moins deux régions fabriquées en utilisant des matériaux différents. Par exemple, l'aube de soufflante peut avoir un bord d'attaque protecteur, qui peut être fabriqué en utilisant un matériau qui est plus à même de résister à un impact (par exemple par des oiseaux, de la glace ou un autre matériau) que le reste de l'aube. Un tel bord d'attaque peut, par exemple, être fabriqué en utilisant du titane ou un alliage à base de titane. Ainsi, strictement à titre d'exemple, l'aube de soufflante peut avoir un corps en fibre de carbone ou à base d'aluminium (tel qu'un alliage aluminium-lithium) avec un bord d'attaque en titane.

[0177] Une soufflante telle que décrite et/ou revendiquée ici peut comprendre une partie

centrale, à partir de laquelle les aubes de soufflante peuvent s'étendre, par exemple dans une direction radiale. Les aubes de soufflante peuvent être reliées à la partie centrale de n'importe quelle manière souhaitée. Par exemple, chaque aube de soufflante peut comprendre un élément de fixation qui peut venir en prise avec une encoche correspondante dans le moyeu (ou disque). Strictement à titre d'exemple, un tel élément de fixation peut être sous la forme d'une queue d'aronde qui peut s'encocher dans et/ou venir en prise avec une encoche correspondante dans le moyeu/disque afin de fixer l'aube de soufflante au moyeu/disque. À titre d'exemple supplémentaire, les aubes de soufflante peuvent être formées de manière solidaire à une partie centrale. Un tel agencement peut être désigné disque à aubage ou couronne à aubage. N'importe quel procédé approprié peut être utilisé pour fabriquer un tel disque à aubage ou une telle couronne à aubage. Par exemple, au moins une partie des aubes de soufflante peut être usinée à partir d'un bloc et/ou au moins une partie des aubes de soufflante peut être reliée au moyeu/disque par soudure, telle qu'une soudure par friction linéaire.

[0178] Les moteurs à turbine à gaz décrits et/ou revendiqués ici peuvent être ou non pourvus d'une tuyère à section variable (VAN). Une telle tuyère à section variable peut permettre de faire varier l'aire de sortie du conduit de contournement en cours d'utilisation. Les principes généraux de la présente description peuvent s'appliquer à des moteurs avec ou sans VAN.

[0179] La soufflante d'une turbine à gaz telle que décrite et/ou revendiquée ici peut avoir n'importe quel nombre souhaité d'aubes de soufflante, par exemple 14, 16, 18, 20, 22, 24 ou 26 aubes de soufflante. Lorsque les aubes de soufflante ont un corps composite à fibres de carbone, il peut y avoir 16 ou 18 aubes de soufflante. Lorsque les aubes de soufflante ont un corps métallique (par exemple, aluminium-lithium ou alliage de titane), il peut y avoir 18, 20 ou 22 aubes de soufflante.

[0180] Tel qu'il est utilisé ici, les termes repos, roulage, décollage, montée, croisière, descente, approche et atterrissage ont la signification classique et seraient aisément compris par l'homme du métier. Ainsi, pour un moteur à turbine à gaz donné pour un aéronef, l'homme du métier reconnaîtrait immédiatement que chaque terme se réfère à une phase de fonctionnement du moteur au sein d'une mission donnée d'un aéronef auquel le moteur à turbine à gaz est conçu pour être fixé.

[0181] À ce titre, le ralenti au sol peut se référer à une phase de fonctionnement du moteur où l'aéronef est stationnaire et au contact du sol, mais où il y a un besoin de roulage pour le moteur. Au repos, le moteur peut produire entre 3 % et 9 % de la poussée disponible du moteur. Dans d'autres exemples non limitatifs, le moteur peut produire entre 5 % et 8 % de poussée disponible. Dans d'autres exemples non limitatifs, le moteur peut produire entre 6 % et 7 % de poussée disponible. Le roulage peut se référer à une phase de fonctionnement du moteur où l'aéronef est propulsé le long du

sol par la poussée produite par le moteur. Lors du roulage, le moteur peut produire entre 5 % et 15 % de poussée disponible. Dans d'autres exemples non limitatifs, le moteur peut produire entre 6 % et 12 % de poussée disponible. Dans d'autres exemples non limitatifs, le moteur peut produire entre 7 % et 10 % de poussée disponible. Le décollage peut se référer à une phase de fonctionnement du moteur où l'aéronef est propulsé par la poussée produite par le moteur. À un stade initial dans la phase de décollage, l'aéronef peut être propulsé alors que l'aéronef est en contact avec le sol. À un stade ultérieur dans la phase de décollage, l'aéronef peut être propulsé alors que l'aéronef n'est pas en contact avec le sol. Pendant le décollage, le moteur peut produire entre 90 % et 100 % de poussée disponible. Dans d'autres exemples non limitatifs, le moteur peut produire entre 95 % et 100 % de poussée disponible. Dans d'autres exemples non limitatifs, le moteur peut produire 100 % de poussée disponible.

[0182] La montée peut se référer à une phase de fonctionnement du moteur où l'aéronef est propulsé par la poussée produite par le moteur. Lors de la montée, le moteur peut produire entre 75 % et 100 % de poussée disponible. Dans d'autres exemples non limitatifs, le moteur peut produire entre 80 % et 95 % de poussée disponible. Dans d'autres exemples non limitatifs, le moteur peut produire entre 85 % et 90 % de poussée disponible. À ce titre, la montée peut se référer à une phase de fonctionnement au sein d'un cycle de vol d'aéronef entre le décollage et l'arrivée dans des conditions de croisière. En outre ou en variante, la montée peut se référer à un point nominal dans un cycle de vol d'aéronef entre le décollage et l'atterrissage, où une augmentation relative de l'altitude est requise, ce qui peut nécessiter une demande supplémentaire de poussée du moteur.

[0183] Telles qu'elles sont utilisées ici, les conditions de croisière ont la signification classique et seraient aisément comprises par l'homme du métier. Ainsi, pour un moteur à turbine à gaz donné pour un aéronef, l'homme du métier reconnaîtrait immédiatement que des conditions de croisière signifient le point de fonctionnement du moteur à mi-croisière d'une mission donnée (qui peut être désignée dans l'industrie en tant que « mission économique ») d'un aéronef auquel le moteur à turbine à gaz est conçu pour être fixé. En ce sens, la mi-croisière est le point dans un cycle de vol d'aéronef au niveau duquel 50 % du carburant total qui est brûlé entre la fin de la montée et le début de la descente a été brûlé (ce qui peut être approximé par le point médian – en termes de temps et/ou de distance – entre la fin de la montée et le début de la descente). Des conditions de croisière définissent ainsi un point de fonctionnement du moteur à turbine à gaz qui fournit une poussée qui assurerait un fonctionnement en régime permanent (c'est-à-dire le maintien d'une altitude constante et d'un nombre de Mach constant) à mi-croisière d'un aéronef auquel il est conçu pour être fixé, en tenant

compte du nombre de moteurs fournis sur cet aéronef. Par exemple lorsqu'un moteur est conçu pour être fixé à un aéronef qui a deux moteurs du même type, aux conditions de croisière le moteur fournit la moitié de la poussée totale qui serait requise pour un fonctionnement en régime permanent de cet aéronef à mi-croisière.

- [0184] En d'autres termes, pour un moteur à turbine à gaz donné pour un aéronef, les conditions de croisière sont définies en tant que point de fonctionnement du moteur qui fournit une poussée spécifiée (requis pour fournir – en combinaison avec n'importe quels autres moteurs sur l'aéronef – un fonctionnement en régime permanent de l'aéronef auquel il est conçu pour être fixé à un nombre de Mach à mi-croisière donné) aux conditions atmosphériques à mi-croisière (définies par l'atmosphère type internationale selon ISO 2533 à l'altitude à mi-croisière). Pour n'importe quel moteur à turbine à gaz donné pour un aéronef, la poussée à mi-croisière, les conditions atmosphériques et le nombre de Mach sont connus, et donc le point de fonctionnement du moteur aux conditions de croisière est clairement défini.
- [0185] Strictement à titre d'exemple, la vitesse avant à la condition de croisière peut être n'importe quel point dans la plage allant de Mach 0,7 à 0,9, par exemple 0,75 à 0,85, par exemple 0,76 à 0,84, par exemple 0,77 à 0,83, par exemple 0,78 à 0,82, par exemple 0,79 à 0,81, par exemple de l'ordre de Mach 0,8, de l'ordre de Mach 0,85 ou dans la plage allant de 0,8 à 0,85. N'importe quelle vitesse unique au sein de ces plages peut faire partie de la condition de croisière. Pour un certain aéronef, les conditions de croisière peuvent être à l'extérieur de ces plages, par exemple en dessous de Mach 0,7 ou au-dessus de Mach 0,9.
- [0186] Strictement à titre d'exemple, les conditions de croisière peuvent correspondre à des conditions atmosphériques types (selon l'atmosphère type internationale, ISA) à une altitude qui est dans la plage allant de 10 000 m à 15 000 m, par exemple dans la plage allant de 10 000 m à 12 000 m, par exemple dans la plage allant de 10 400 m à 11 600 m (à peu près 38 000 pieds), par exemple dans la plage allant de 10 500 m à 11 500 m, par exemple dans la plage allant de 10 600 m à 11 400 m, par exemple dans la plage allant de 10 700 m (à peu près 35 000 pieds) à 11 300 m, par exemple dans la plage allant de 10 800 m à 11 200 m, par exemple dans la plage allant de 10 900 m à 11 100 m, par exemple de l'ordre de 11 000 m. Les conditions de croisière peuvent correspondre à des conditions atmosphériques types à n'importe quelle altitude donnée dans ces plages.
- [0187] Strictement à titre d'exemple, les conditions de croisière peuvent correspondre à un point de fonctionnement du moteur qui fournit un niveau de poussée requis connu (par exemple une valeur dans la plage allant de 30 kN à 35 kN) à un nombre de Mach avant de 0,8 et des conditions atmosphériques types (selon l'atmosphère type internationale) à une altitude de 38 000 pieds (11 582 m). Strictement à titre d'exemple supplé-

mentaire, les conditions de croisière peuvent correspondre à un point de fonctionnement du moteur qui fournit un niveau de poussée requis connu (par exemple une valeur dans la plage allant de 50 kN à 65 kN) à un nombre de Mach avant de 0,85 et des conditions atmosphériques types (selon l'atmosphère type internationale) à une altitude de 35 000 pieds (10 668 m).

- [0188] En cours d'utilisation, un moteur à turbine à gaz décrit et/ou revendiqué ici peut fonctionner aux conditions de croisière définies ailleurs dans le présent document. De telles conditions de croisière peuvent être déterminées par les conditions de croisière (par exemple les conditions à mi-croisière) d'un aéronef auquel au moins un (par exemple 2 ou 4) moteur à turbine à gaz peut être monté afin de fournir une poussée de propulsion.
- [0189] En outre, l'homme du métier reconnaîtrait immédiatement l'une ou l'autre, ou les deux, d'une descente et d'une approche se réfèrent à une phase de fonctionnement au sein d'un cycle de vol d'aéronef entre la croisière et l'atterrissage de l'aéronef. Pendant l'une ou l'autre ou les deux de descente et d'approche, le moteur peut produire entre 20 % et 50 % de poussée disponible. Dans d'autres exemples non limitatifs, le moteur peut produire entre 25 % et 40 % de poussée disponible. Dans d'autres exemples non limitatifs, le moteur peut produire entre 30 % et 35 % de poussée disponible. En complément ou en variante, la descente peut se référer à un point nominal dans un cycle de vol d'aéronef entre le décollage et l'atterrissage, où une diminution relative de l'altitude est requise, et qui peut nécessiter une demande de poussée réduite du moteur.
- [0190] Selon un aspect, on fournit un aéronef comprenant un moteur à turbine à gaz tel que décrit et/ou revendiqué ici. L'aéronef selon cet aspect est l'aéronef pour lequel le moteur à turbine à gaz a été conçu pour être fixé. Ainsi, les conditions de croisière selon cet aspect correspondent à la mi-croisière de l'aéronef, telle que définie ailleurs dans le présent document.
- [0191] Selon un aspect, on fournit un procédé de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz tel que décrit et/ou revendiqué ici. Le fonctionnement peut être à n'importe quelle condition appropriée, qui peut être telle que définie ailleurs ici (par exemple en termes de poussée, de conditions atmosphériques et de nombre de Mach).
- [0192] Selon un aspect, on fournit un procédé de fonctionnement d'un aéronef comprenant un moteur à turbine à gaz tel que décrit et/ou revendiqué ici. Le fonctionnement selon cet aspect peut comporter (ou peut être) un fonctionnement à une condition appropriée quelconque, par exemple à la mi-croisière de l'aéronef, telle que définie ailleurs ici.
- [0193] L'homme du métier comprendrait que, sauf exclusivité mutuelle, une caractéristique ou un paramètre décrit en relation avec l'un quelconque des aspects ci-dessus peut être appliqué à tout autre aspect. Par ailleurs, sauf exclusivité mutuelle, toute caracté-

ristique ou tout paramètre décrit ici peut être appliqué à tout aspect et/ou associé à toute autre caractéristique ou tout autre paramètre décrit ici.

- [0194] Des modes de réalisation vont maintenant être décrits à titre d'exemple uniquement, en référence aux Figures, sur lesquelles :
- [0195] [Fig.1] est une vue latérale en coupe d'un moteur à turbine à gaz ;
- [0196] [Fig.2] est une vue latérale en coupe rapprochée d'une partie amont d'un moteur à turbine à gaz ;
- [0197] [Fig.3A] est une vue partiellement coupée d'une boîte d'engrenages pour un moteur à turbine à gaz ;
- [0198] [Fig.3B] est une vue latérale en coupe d'un moteur à turbine à gaz à entraînement direct, le moteur à entraînement direct n'ayant pas de réducteur comme illustré sur la [Fig.3A]
- [0199] [Fig.4] montre un exemple d'aéronef comprenant deux moteurs à turbine à gaz ;
- [0200] [Fig.5] est une représentation schématique d'un exemple de système de carburant ;
- [0201] [Fig.6A] est une représentation schématique d'un exemple de système de carburant alternatif comprenant une boucle de remise en circulation ;
- [0202] [Fig.6B] est une représentation schématique d'un autre exemple de système de carburant alternatif comprenant une boucle de remise en circulation et l'utilisation de carburant pour des systèmes auxiliaires ;
- [0203] [Fig. 6C] est une représentation schématique d'un autre exemple de système de carburant alternatif similaire à celui montré sur la Figure 6b mais dans lequel du carburant passant à travers l'échangeur de chaleur secondaire est renvoyé vers la chambre de combustion facultativement après avoir été utilisé dans un ou plusieurs systèmes auxiliaires ;
- [0204] [Fig.7] est une représentation schématique d'une partie d'un exemple de système d'huile à remise en circulation ;
- [0205] [Fig.8] est une représentation schématique d'une partie de l'exemple de système de carburant de la [Fig.5] et de l'exemple de système d'huile à remise en circulation de la [Fig.7] ;
- [0206] [Fig.9] est une représentation schématique d'une partie de l'exemple de système de carburant de la [Fig. 6C] et de l'exemple de système d'huile à remise en circulation de la [Fig.7] ;
- [0207] [Fig.10] illustre un exemple de procédé de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz ;
- [0208] [Fig.11] illustre un autre exemple de procédé de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz ;
- [0209] [Fig.12] illustre un autre exemple de procédé de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz ; et

- [0210] [Fig.13] illustre un autre exemple de procédé de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz.
- [0211] La [Fig.1] illustre un moteur à turbine à gaz 10 ayant un axe de rotation principal 9. Le moteur 10 comprend une admission d'air 12 et une soufflante de propulsion 23 qui génère deux flux d'air : un flux d'air de cœur A et un flux d'air de contournement B. Le moteur à turbine à gaz 10 comprend un cœur 11 qui reçoit le flux d'air de cœur A. Le cœur de moteur 11 comprend, en série de flux axial, un compresseur basse pression 14, un compresseur haute pression 15, un équipement de combustion 16, une turbine haute pression 17, une turbine basse pression 19 et une tuyère d'échappement de cœur 20. Une nacelle 21 entoure le moteur à turbine à gaz 10 et définit un conduit de contournement 22 et une tuyère d'échappement de contournement 18. Le flux d'air de contournement B s'écoule à travers le conduit de contournement 22. La soufflante 23 est fixée à, et entraînée par, la turbine basse pression 19 par l'intermédiaire d'un arbre 26 et d'un réducteur épicycloïdal 30.
- [0212] En cours d'utilisation, le flux d'air de cœur A est accéléré et comprimé par le compresseur basse pression 14 et dirigé dans le compresseur haute pression 15 où une compression supplémentaire a lieu. L'air comprimé évacué du compresseur haute pression 15 est dirigé dans l'équipement de combustion 16 où il est mélangé à du carburant et le mélange est brûlé. L'équipement de combustion 16 peut être dénommé la chambre de combustion 16, avec les termes « équipement de combustion 16 » et « chambre de combustion 16 » utilisés de manière interchangeable ici. Les produits de combustion chauds résultants se dilatent alors, et entraînent de ce fait, les turbines haute pression et basse pression 17, 19 avant d'être évacués à travers la tuyère 20 pour fournir une certaine poussée de propulsion. La turbine haute pression 17 entraîne le compresseur haute pression 15 par un arbre d'interconnexion approprié 27. La soufflante 23 agit généralement pour communiquer une pression accrue au flux d'air de contournement B s'écoulant à travers le conduit de contournement 22, de telle sorte que le flux d'air de contournement B est évacué à travers la tuyère d'échappement de contournement 18 pour fournir généralement la majorité de la poussée de propulsion. Le réducteur épicycloïdal 30 est une boîte de réduction.
- [0213] Un agencement donné à titre d'exemple pour un moteur à turbine à gaz à soufflante à engrenages 10 est montré sur la [Fig.2]. La turbine basse pression 19 (voir [Fig.1]) entraîne l'arbre 26, qui est couplé à une roue solaire, ou engrenage solaire, 28 de l'agencement d'engrenage épicycloïdal 30. Radialement vers l'extérieur de l'engrenage solaire 28 et s'engrenant avec celui-ci, il y a une pluralité d'engrenages satellites 32 qui sont couplés ensemble par un porte-satellites 34. Le porte-satellites 34 force les engrenages satellites 32 à changer d'orientation autour de l'engrenage solaire 28 en synchronisme tout en permettant à chaque engrenage satellite 32 de tourner autour de son

propre axe. Le porte-satellites 34 est couplé par l'intermédiaire de liaisons 36 à la soufflante 23 afin d'entraîner sa rotation autour de l'axe de moteur 9. Radialement vers l'extérieur des engrenages satellites 32 et s'engrenant avec ceux-ci, il y a un anneau ou couronne dentée 38 qui est accouplé, par l'intermédiaire de liaisons 40, à une structure de support stationnaire 24.

- [0214] Il convient de noter que les termes « turbine basse pression » et « compresseur basse pression » tels qu'ils sont utilisés ici peuvent être pris pour indiquer les étages de turbine de plus basse pression et les étages de compresseur de plus basse pression (c'est-à-dire n'incluant pas la soufflante 23) respectivement et/ou les étages de turbine et de compresseur qui sont reliés ensemble par l'arbre d'interconnexion 26 avec la vitesse de rotation la plus basse dans le moteur (c'est-à-dire n'incluant pas l'arbre de sortie de réducteur qui entraîne la soufflante 23). Dans une certaine littérature, la « turbine basse pression » et le « compresseur basse pression » auxquels il est fait référence ici peuvent en variante être connus sous le nom de « turbine à pression intermédiaire » et « compresseur à pression intermédiaire ». Lorsqu'une telle nomenclature alternative est utilisée, la soufflante 23 peut être désignée premier étage de compression ou étage de compression de plus basse pression.
- [0215] La boîte d'engrenages épicycloïdale 30 est représentée à titre d'exemple plus en détail dans la [Fig.3A]. Chacun parmi l'engrenage solaire 28, les engrenages satellites 32 et la couronne dentée 38 comprend des dents autour de sa périphérie pour s'engrener avec les autres engrenages. Cependant, pour la clarté, seules des parties données à titre d'exemple des dents sont illustrées sur la Figure 3. Il y a quatre engrenages satellites 32 illustrés, bien qu'il sera apparent au lecteur spécialiste que plus ou moins d'engrenages satellites 32 puissent être fournis dans le champ d'application de l'invention revendiquée. Des applications pratiques d'un réducteur épicycloïdal planétaire 30 comprennent généralement au moins trois engrenages satellites 32.
- [0216] Le réducteur épicycloïdal 30 illustré à titre d'exemple sur les Figures 2 et 3A est du type planétaire, en ce que le porte-satellites 34 est accouplé à un arbre de sortie par l'intermédiaire de liaisons 36, avec la couronne dentée 38 fixe. Cependant, n'importe quel autre type approprié de réducteur épicycloïdal 30 peut être utilisé. À titre d'exemple supplémentaire, le réducteur épicycloïdal 30 peut être un agencement en étoile, dans lequel le porte-satellites 34 est maintenu fixe, avec la couronne (ou anneau) dentée 38 autorisée à tourner. Dans un tel agencement, la soufflante 23 est entraînée par la couronne dentée 38. À titre d'autre exemple alternatif, le réducteur 30 peut être un réducteur différentiel dans lequel la couronne dentée 38 et le porte-satellites 34 sont l'un et l'autre autorisés à tourner.
- [0217] On aura à l'esprit que l'agencement montré sur les Figures 2 et 3A est à titre d'exemple uniquement, et que diverses alternatives sont dans le domaine d'application

de la présente description. Strictement à titre d'exemple, n'importe quel agencement approprié peut être utilisé pour positionner le réducteur 30 dans le moteur 10 et/ou pour relier le réducteur 30 au moteur 10. À titre d'exemple supplémentaire, les connexions (telles que les liaisons 36, 40 sur l'exemple de la [Fig.2]) entre le réducteur 30 et d'autres parties du moteur 10 (telles que l'arbre d'entrée 26, l'arbre de sortie et la structure fixe 24) peuvent avoir n'importe quel degré souhaité de rigidité ou de flexibilité. À titre d'exemple supplémentaire, n'importe quel agencement approprié des paliers entre des parties rotatives et stationnaires du moteur (par exemple entre les arbres d'entrée et de sortie depuis le réducteur et les structures fixes, telles que le carter de réducteur) peut être utilisé, et la description n'est pas limitée à l'agencement donné à titre d'exemple de la [Fig.2]. Par exemple, lorsque le réducteur 30 a un agencement en étoile (décrit ci-dessus), l'homme du métier comprendrait aisément que l'agencement des liaisons de sortie et de support et des emplacements de palier serait typiquement différent de celui montré à titre d'exemple sur la [Fig.2].

- [0218] Ainsi, la présente description s'étend à un moteur à turbine à gaz ayant n'importe quel agencement de styles de réducteur (par exemple en étoile ou planétaire), de structures de support, d'agencement d'arbres d'entrée et de sortie, et d'emplacements de palier.
- [0219] Éventuellement, le réducteur peut entraîner des composants supplémentaires et/ou alternatifs (par exemple le compresseur à pression intermédiaire et/ou un surpresseur).
- [0220] D'autres moteurs à turbine à gaz auxquels la présente description peut être appliquée peuvent avoir des configurations alternatives. Par exemple, de tels moteurs peuvent avoir un autre nombre de compresseurs et/ou de turbines et/ou un autre nombre d'arbres d'interconnexion. À titre d'exemple supplémentaire, le moteur à turbine à gaz montré sur la [Fig.1] a une tuyère à flux divisé 18, 20 ce qui signifie que le flux à travers le conduit de contournement 22 a sa propre tuyère 18 qui est indépendante de, et radialement à l'extérieur de, la tuyère de moteur de cœur 20. Cependant, ceci n'est pas limitant, et n'importe quel aspect de la présente description peut également s'appliquer à des moteurs dans lesquels le flux à travers le conduit de contournement 22 et le flux à travers le cœur 11 sont mélangés, ou combinés, avant (ou en amont de) une tuyère unique, qui peut être dénommée tuyère à flux mélangé. L'une et/ou l'autre des tuyères (qu'elles soient à flux mélangé ou divisé) peuvent avoir une aire fixe ou variable.
- [0221] À titre d'exemple supplémentaire, d'autres moteurs à turbine à gaz auxquels la présente description peut être appliquée peuvent ne pas avoir de réducteur pour le ou les arbres principaux, étant plutôt des moteurs à entraînement direct. Une vue en coupe d'un tel moteur est montrée sur la [Fig.3B].
- [0222] En référence à la [Fig.3B], un moteur à turbine à gaz est généralement indiqué en 10, ayant un axe de rotation principal 9. Le moteur 10 comprend, en série d'écoulement

axial, une admission d'air 12, une soufflante de propulsion 23, un compresseur à pression intermédiaire 14, un compresseur haute pression 15, un équipement de combustion 16, une turbine haute pression 17, une turbine à pression intermédiaire 19a, une turbine basse pression 19 et une tuyère d'échappement 20. Une nacelle 21 entoure le moteur 10 et définit à la fois l'admission 12 et la tuyère d'échappement 20.

- [0223] En cours d'utilisation, l'air entrant dans l'admission 12 est accéléré par la soufflante 23 pour produire deux flux d'air : un flux d'air de cœur A et un flux d'air de contournement B. Le flux d'air de cœur A s'écoule dans le compresseur à pression intermédiaire 14, et le flux d'air de contournement B passe à travers un conduit de contournement 22 pour fournir une poussée de propulsion. Le compresseur à pression intermédiaire 14 comprime le flux d'air A avant de délivrer cet air au compresseur haute pression 15 où une autre compression a lieu.
- [0224] L'air comprimé évacué du compresseur haute pression 15 est dirigé dans l'équipement de combustion 16 où il est mélangé à du carburant F et le mélange est brûlé. L'équipement de combustion 16 peut être dénommé la chambre de combustion 16, avec les termes « équipement de combustion 16 » et « chambre de combustion 16 » utilisés de manière interchangeable ici. Les produits de combustion chauds résultants se dilatent alors, et entraînent de ce fait, les turbines haute pression, à pression intermédiaire et basse pression 17, 19a, 19 avant d'être évacués à travers la tuyère 20 pour fournir une poussée de propulsion supplémentaire. Les turbines haute pression 17, à pression intermédiaire 19a et basse pression 19 entraînent respectivement le compresseur haute pression 15, le compresseur à pression intermédiaire 14 et la soufflante 23, chacun par un arbre d'interconnexion approprié.
- [0225] D'autres moteurs à turbine à gaz auxquels la présente description peut être appliquée peuvent avoir des configurations alternatives. À titre d'exemple, de tels moteurs peuvent avoir un nombre alternatif d'arbres d'interconnexion (par exemple deux) et/ou un nombre alternatif de compresseurs et/ou de turbines. En outre, le moteur peut comprendre un réducteur fourni dans la chaîne cinématique depuis une turbine à un compresseur et/ou une soufflante.
- [0226] Alors que l'exemple décrit se rapporte à un turboréacteur à double flux, la description peut s'appliquer, par exemple, à n'importe quel type de moteur à turbine à gaz, tel qu'un rotor ouvert (dans lequel l'étage de soufflante n'est pas entouré par une nacelle) ou un turbopropulseur, par exemple. Dans certains agencements, le moteur à turbine à gaz 10 peut ne pas comprendre un réducteur 30.
- [0227] La géométrie du moteur à turbine à gaz 10, et des composants de celui-ci, est définie par un système d'axes classique, comprenant une direction axiale (qui est alignée sur l'axe de rotation 9), une direction radiale (dans la direction du bas vers le haut sur la

[Fig.1]) et une direction circonférentielle (perpendiculaire à la page sur la vue de la [Fig.1]). Les directions axiale, radiale et circonférentielle sont mutuellement perpendiculaires.

[0228] Le carburant F fourni à l'équipement de combustion 16 peut comprendre un carburant hydrocarboné à base fossile, tel que le kérosène. Ainsi, le carburant F peut comprendre des molécules de une ou plusieurs des familles chimiques de n-alcanes, iso-alcanes, cycloalcanes et aromatiques. En outre ou en variante, le carburant F peut comprendre des hydrocarbures renouvelables produits à partir de ressources biologiques ou non biologiques, autrement connu sous le nom de carburant aviation durable (SAF). Dans chacun des exemples fournis, le carburant F peut comprendre un ou plusieurs oligoéléments comportant, par exemple, du soufre, de l'azote, de l'oxygène, des substances inorganiques, et des métaux.

[0229] Les performances fonctionnelles d'une composition donnée, ou mélange de carburant pour une utilisation dans une mission donnée, peuvent être définies, au moins en partie, par la capacité du carburant à traiter le cycle de Brayton du moteur à turbine à gaz 10. Les paramètres définissant les performances fonctionnelles peuvent comporter, par exemple, une énergie spécifique ; une densité d'énergie ; une stabilité thermique ; et des émissions comportant des matières particulaires. Une énergie spécifique relativement plus élevée (i.e. une énergie par unité de masse), exprimée en MJ/kg, peut réduire au moins partiellement le poids de décollage, ce qui fournit potentiellement une amélioration relative du rendement en carburant. Une densité énergétique relativement plus élevée (i.e. une énergie par unité de volume), exprimée en MJ/L, peut réduire au moins partiellement le volume du carburant au décollage, ce qui peut être particulièrement important pour des missions limitées en volume ou des opérations militaires impliquant un ravitaillement. Une stabilité thermique relativement plus élevée (i.e. le fait d'inhiber la dégradation ou la cokéfaction du carburant sous contrainte thermique) peut permettre au carburant de subir des températures élevées dans le moteur et des injecteurs de carburant, fournissant ainsi potentiellement des améliorations relatives dans l'efficacité de la combustion. Les émissions réduites, comportant des matières particulaires, peuvent permettre une formation de traînée de condensation réduite, tout en réduisant l'impact environnemental d'une mission donnée. D'autres propriétés du carburant peuvent également être essentielles à des performances fonctionnelles. Par exemple, un point de congélation relativement plus faible (°C) peut permettre à des missions à longue portée d'optimiser les profils de vol ; les concentrations minimales aromatiques (%) peuvent assurer un gonflement suffisant de certains matériaux utilisés dans la construction de joints toriques et de joints préalablement exposés aux carburants à fort contenu aromatique ; et, une tension superficielle maximale (mN/m) peut assurer une rupture de pulvérisation et une ato-

misation suffisantes du carburant.

- [0230] Le rapport entre le nombre d'atomes d'hydrogène et le nombre d'atomes de carbone dans une molécule peut influencer l'énergie spécifique d'une composition donnée, ou mélange de combustible. Les carburants présentant des rapports supérieurs d'atomes d'hydrogène aux atomes de carbone peuvent avoir des énergies spécifiques plus élevées en l'absence de souche de liaison. Par exemple, les carburants hydrocarbonés à base fossile peuvent comprendre des molécules ayant environ 7 à 18 carbones, avec une partie significative d'une composition donnée issue de molécules de 9 à 15 carbones, avec une moyenne de 12 carbones.
- [0231] Un certain nombre de mélanges de carburant d'aviation durable ont été approuvés pour être utilisés. Par exemple, certains mélanges approuvés comprennent des rapports de mélange allant jusqu'à 10 % de carburant d'aviation durable, tandis que d'autres mélanges approuvés comprennent des rapports de mélange compris entre 10 % et 50 % de carburant d'aviation durable (le reste comprenant un ou plusieurs combustibles hydrocarbonés à base fossile, tels que le kérosène), avec des compositions supplémentaires en attente d'approbation. Cependant, il existe une prévision dans l'industrie aéronautique selon laquelle des mélanges de carburant d'aviation durable, comprenant jusqu'à (et incluant) 100 % de carburant d'aviation durable (SAF) seront finalement approuvés pour une utilisation.
- [0232] Les carburants d'aviation durable peuvent comprendre un ou plusieurs parmi des n-alcanes, des iso-alcanes, des cycloalcanes et des aromatiques, et peuvent être produits, par exemple, à partir d'un ou plusieurs parmi un gaz de synthèse (gaz de synthèse) ; des lipides (par exemple, matières grasses, huiles et graisses) ; des sucres ; et des alcools. Ainsi, les carburants d'aviation durable peuvent comprendre des teneurs en aromatique et/ou en soufre plus faibles, par rapport à des combustibles hydrocarbonés à base fossile. En outre ou en variante, des carburants d'aviation durable peuvent comprendre l'un et/ou l'autre parmi une teneur en iso-alcane et une teneur en cycloalcane plus élevées, par rapport à des combustibles hydrocarbonés à base fossile. Ainsi, dans certains exemples, des carburants d'aviation durable peuvent comprendre une densité comprise entre 90 % et 98 % de celle du kérosène et/ou un pouvoir calorifique compris entre 101 % et 105 % de celui du kérosène.
- [0233] Grâce au moins en partie à la structure moléculaire de combustibles d'aviation durable, des carburants d'aviation durable peuvent fournir des effets bénéfiques comportant, par exemple, une ou plusieurs d'une énergie spécifique plus élevée (malgré, dans certains exemples, une densité d'énergie inférieure) ; une capacité thermique spécifique supérieure ; une stabilité thermique supérieure ; un pouvoir lubrifiant supérieur ; une viscosité inférieure ; une tension de surface inférieure ; un point de congélation inférieur ; des émissions de suie inférieure ; et, des émissions de CO₂

inférieures, par rapport à des combustibles hydrocarbonés à base fossile (e. g., lorsqu'ils sont brûlés dans l'équipement de combustion 16). Ainsi, par rapport aux combustibles hydrocarbonés à base fossile, tels que le kérosène, les carburants d'aviation durable peuvent conduire à l'une ou l'autre ou aux deux d'une diminution relative de la consommation spécifique de carburant, et d'une diminution relative des coûts de maintenance.

- [0234] La [Fig.4] montre un aéronef 1 avec un système de propulsion 2 comprenant deux moteurs à turbine à gaz 10. Les moteurs à turbine à gaz 10 sont alimentés en carburant provenant d'un système d'alimentation en carburant à bord de l'aéronef 1. Le système d'alimentation en carburant des exemples illustrés comprend une seule source de carburant 50, 53.
- [0235] Au sens de la présente demande, le terme « source de carburant » signifie soit 1) un seul réservoir de carburant soit 2) une pluralité de réservoirs de carburant qui sont interconnectés fluidiquement.
- [0236] Dans les présents exemples, la première (et, dans ces exemples, seule) source de carburant comprend un réservoir de carburant central 50, situé principalement dans le fuselage de l'aéronef 1 et une pluralité de réservoirs de carburant d'aile 53a, 53b, où au moins un réservoir de carburant d'aile est situé dans l'aile bâbord et au moins un réservoir de carburant d'aile est situé dans l'aile tribord pour l'équilibrage. Tous les réservoirs 50, 53 sont reliés fluidiquement dans l'exemple représenté, formant ainsi une seule source de carburant. Chacun du réservoir de carburant central 50 et des réservoirs de carburant d'aile 53 peut comprendre une pluralité de réservoirs de carburant interconnectés fluidiquement. On aura à l'esprit que cet agencement de réservoir est fourni à titre d'exemple uniquement, et n'est pas limitatif du champ d'application de cette description.
- [0237] Dans des exemples alternatifs, les réservoirs de carburant d'aile 53a, 53b peuvent être interconnectés fluidiquement l'un à l'autre, mais pas avec le réservoir de carburant central 50, de telle sorte qu'il y a deux sources de carburant distinctes, qui peuvent chacune être utilisées pour contenir un carburant différent. Trois sources de carburant isolées fluidiquement ou plus peuvent être fournies dans d'autres exemples. Un système de gestion de carburant tel que décrit ci-dessous peut prendre du carburant d'une ou plusieurs des sources de carburant 50, 53 pour alimenter le moteur 10.
- [0238] Un exemple de système de carburant 1000 comprenant un trajet d'écoulement de carburant du réservoir de carburant 50 à la chambre de combustion 16 du moteur à turbine à gaz 10 de l'aéronef 1 est représenté schématiquement sur la [Fig.5]. Le système de carburant 1000 comprend à la fois le système d'alimentation en carburant 50, 53, 1002 (qui alimente le moteur en carburant) et le système de gestion de carburant 1500 (qui fonctionne au sein du moteur) de l'aéronef 1. Dans la mise en

œuvre décrite, chaque moteur 10 comporte son propre système de gestion de carburant 1500. Dans d'autres mises en œuvre, un seul système de gestion de carburant 1500 peut gérer l'alimentation en carburant de plusieurs moteurs, et peut par exemple comprendre un double de divers des éléments représentés sur la [Fig.5] pour l'autre ou les autres moteurs.

- [0239] Le carburant est pompé depuis le réservoir de carburant 50 (capté à titre d'exemple des différents réservoirs de carburant 50, 53) vers le moteur à turbine à gaz 10 par une pompe d'alimentation en carburant basse pression 1002. Le carburant s'écoule alors à travers un échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 avant de s'écouler à travers une pompe à carburant moteur 1003. La pompe à carburant moteur 1003 peut être décrite comme une pompe à carburant principale. Au moins une partie du carburant s'écoule ensuite à travers un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 et au moins une partie du carburant s'écoule vers la chambre de combustion 16 sans s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006.
- [0240] Dans l'exemple représenté sur la [Fig.5], à partir de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 la partie de carburant qui s'est écoulée à travers celui-ci s'écoule alors vers la chambre de combustion 16 du moteur à turbine à gaz 10, rejoignant le carburant qui s'est écoulé à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 uniquement. Dans des alternatives, telles que celle représentée sur la [Fig.6B] (décrite ci-après), la partie de carburant qui s'écoule à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 peut être renvoyée vers un réservoir 50, 53 plutôt qu'être délivrée à la chambre de combustion 16, éventuellement utilisée dans un ou plusieurs systèmes auxiliaires 7010 entre la sortie de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 et avant d'atteindre le réservoir 50.
- [0241] L'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 peut être qualifié d'échangeur de chaleur carburant-huile principal. L'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 peut être qualifié d'échangeur de chaleur carburant-huile asservi. Le système de gestion de carburant 1500 est agencé de sorte que le carburant atteint l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 avant l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006. Dans cet exemple, une conduite de contournement 1005 est prévue pour permettre à une quantité contrôlée du carburant de passer à travers cette conduite 1005 au lieu de à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004. Une telle conduite de contournement 1005 peut être prévue pour l'un ou les deux des échangeurs de chaleur 1004, 1006 dans différentes mises en œuvre. Une ou plusieurs conduites de contournement équivalentes peuvent être fournies pour une huile dans diverses mises en œuvre, permettant ainsi à une quantité contrôlée de l'huile de passer à travers cette conduite au lieu de traverser

l'échangeur de chaleur respectif 1004, 1006.

- [0242] L'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 sont conçus de telle sorte qu'un écoulement d'huile est également transporté à travers celui-ci. L'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 sont conçus de telle sorte que de la chaleur peut être transférée entre l'huile et le carburant s'écoulant à travers ceux-ci. Aux conditions de croisière, la température moyenne de l'écoulement d'huile entrant dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 est supérieure à la température moyenne du carburant entrant dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 respectivement. De cette manière, l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 sont conçus pour transférer de l'énergie thermique d'un écoulement d'huile vers un écoulement de carburant s'écoulant à travers ceux-ci à des conditions de croisière.
- [0243] Dans divers agencements du système de gestion de carburant 1500, l'huile s'écoule à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 avant de traverser l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004, et ne s'écoule pas à travers des composants moteurs qui augmenteraient sa température entre eux. L'huile est donc plus chaude à l'entrée de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 qu'à l'entrée de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004. En revanche, le carburant s'écoule à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 avant de s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006. Dans cet agencement, la température de carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 est supérieure à la température de carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004. La pompe à carburant moteur 1003 est placée en amont de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006, c'est-à-dire qu'elle n'est pas exposée à ces températures de carburant davantage élevées.
- [0244] L'huile peut s'écouler à travers un échangeur de chaleur air-huile (non représenté) ainsi qu'à travers les échangeurs de chaleur carburant-huile primaire et secondaire 1004, 1006 si une perte de chaleur supplémentaire de l'huile est souhaitée, au-delà de celle à absorber par le carburant. Par exemple, l'huile peut traverser l'échangeur de chaleur air-huile après passage à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 et avant d'entrer dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004. L'échangeur de chaleur air-huile peut être le seul composant (outre les tuyaux) à travers lequel l'huile passe entre l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 et l'échangeur de chaleur carburant-huile

primaire 1004. Aucun échangeur de chaleur air-huile ne peut être fourni dans d'autres exemples, ou un échangeur de chaleur air-huile fourni peut être situé différemment. L'huile peut être renvoyée aux paliers et/ou autres composants de moteur qu'elle sert à lubrifier et/ou refroidir après sortie de l'échangeur de chaleur primaire 1004. L'huile peut être renvoyée dans un réservoir d'huile 2002, comme décrit ci-après, après sortie de l'échangeur de chaleur primaire 1004, ou éventuellement après sortie des paliers et/ou autres composants du moteur, qu'elle est utilisée pour lubrifier et/ou refroidir, avant d'être ensuite renvoyée à l'échangeur de chaleur secondaire 1006.

- [0245] La [Fig.6A] illustre un exemple de système de carburant alternatif 6000 comme celui du système de carburant 1000 décrit ci-dessus par rapport à la [Fig.5], mais avec une boucle de remise en circulation de carburant à la place d'une conduite de contournement de carburant 1005 (dans des mises en œuvre alternatives, à la fois une boucle de remise en circulation et une conduite de contournement peuvent être fournies, facultativement pour un même échangeur de chaleur). Cet exemple de système de carburant alternatif 6000 comprend un système d'alimentation en carburant 50, 1002 tel que décrit ci-dessus et un système de gestion de carburant 6500 comprenant un trajet d'écoulement de carburant depuis le réservoir de carburant 50 jusqu'à la chambre de combustion 16 du moteur à turbine à gaz 10 de l'aéronef 1. Comme pour le système de carburant 1000, le carburant est pompé depuis le réservoir de carburant 50 par la pompe d'alimentation en carburant basse pression 1002. Le carburant s'écoule alors à travers un échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 avant de s'écouler à travers une pompe à carburant moteur 1003. La pompe à carburant moteur 1003 peut être décrite comme une pompe à carburant principale.
- [0246] Le système de carburant 6000 de la [Fig.6A] diffère du système de carburant 1000 de la [Fig.5] en ce que le système de carburant 6000 de la [Fig.6A] comprend une soupape de remise en circulation 6010 située en aval de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004, mais avant la chambre de combustion 16. La soupape de remise en circulation peut être située en amont d'une sortie 1006b de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 où du carburant de cet échangeur de chaleur rejoint le trajet principal d'écoulement de carburant. Dans l'exemple illustré, la soupape de remise en circulation 6010 est située en aval de la pompe 1003. Le carburant remis en circulation traverse donc l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et la pompe 1003 plus qu'une fois.
- [0247] Dans l'exemple illustré, la soupape de remise en circulation 6010 est située en aval de l'entrée 1006a de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006, mais en amont de sa sortie 1006b. Il est envisagé que la soupape de remise en circulation 6010 puisse être située en amont de l'entrée 1006a de l'échangeur de chaleur se-

conculaire 1006 dans d'autres exemples (par exemple comme décrit ci-après par rapport à la [Fig. 6C] et la [Fig.9]). Dans encore d'autres mises en œuvre, il peut n'y avoir aucune sortie de l'échangeur de chaleur secondaire 1006 en retour vers le trajet d'écoulement de carburant principal vers la chambre de combustion 16, comme décrit ci-dessous par rapport à la [Fig.6B].

- [0248] La soupape de remise en circulation 6010 est agencée pour permettre à une quantité contrôlée de carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur primaire 1004 mais n'a pas traversé l'échangeur de chaleur secondaire 1006 d'être renvoyée vers l'entrée 1004a de l'échangeur de chaleur primaire 1004. Cela fournit un mécanisme de contrôle de l'écoulement de carburant du système de carburant 6000, en retournant le carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur primaire 1004 (et éventuellement également la pompe 1003) à une position sur le trajet d'écoulement avant l'échangeur de chaleur principal 1004 (et éventuellement également avant la pompe 1003).
- [0249] Le contrôle de l'écoulement de carburant dans le système de carburant 6000 peut fonctionner pour fournir des caractéristiques souhaitées du carburant (telles que la température et le débit) à l'entrée de la chambre de combustion 16. En particulier, le débit de carburant vers la chambre de combustion 16 peut être ajusté sans changer la vitesse de la pompe 1003 si la soupape de remise en circulation 6010 est située après la pompe 1003 et la proportion remise en circulation est variée – cela peut être d'une utilité particulière dans des mises en œuvre dans lesquelles la vitesse de pompe est directement liée à la vitesse d'arbre du moteur, ce qui permet une variation de débit vers la chambre de combustion 16 à une vitesse de pompe donnée. Dans des mises en œuvre dans lesquelles du carburant qui circule à travers l'échangeur de chaleur secondaire 1006 n'est pas renvoyé vers la chambre de combustion 16, le changement d'une proportion de carburant envoyée à cet échangeur de chaleur 1006 peut également être utilisé pour contrôler le débit de carburant dans la chambre de combustion 16.
- [0250] Une conduite 6011, qui peut être qualifiée de conduite de remise en circulation car elle transporte un carburant d'un point le long du trajet principal d'écoulement à travers le moteur 10 vers un point antérieur le long de ce trajet d'écoulement de telle sorte que le carburant remis en circulation doit traverser une section du trajet d'écoulement plus qu'une fois, peut donc être prévue, menant de la soupape de remise en circulation 6010 à un point du trajet d'écoulement en amont de l'entrée de l'échangeur de chaleur primaire 1004. Dans l'exemple illustré, la conduite de remise en circulation 6011 renvoie le carburant remis en circulation à un point du trajet d'écoulement en amont à la fois de la pompe principale 1003 et de l'échangeur de chaleur primaire 1004, de telle sorte que le carburant remis en circulation traverse ces deux composants deux fois.
- [0251] La [Fig.6B] illustre un exemple de système de carburant alternatif 7000 de celui

montré sur la [Fig.6A]. Le système de carburant 7000 est similaire au système de carburant 6000 montré sur la [Fig.6A] mais diffère en ce qu'au moins une partie du carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 est fournie à des mécanismes d'aéronef supplémentaires 7010, plutôt que à la chambre de combustion 16. Ces mécanismes 7010 peuvent comporter un ou plusieurs parmi un système antigivre de nacelle, des actionneurs, et/ou des systèmes de refroidissement de carter de turbine (TCC). Au moins une partie du carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 est renvoyée au système d'alimentation en carburant (i.e. au réservoir de carburant 50 ou à la pompe d'alimentation en carburant 1002) pour la redistribution. Aucun carburant traversant l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 n'est envoyé vers la chambre de combustion 16 dans l'exemple de la [Fig.6B] (au moins pas directement – on aura à l'esprit que le carburant renvoyé au réservoir de carburant 50 peut pénétrer de nouveau dans le moteur 10 plus tard, et peut ensuite être passé vers la chambre de combustion 16).

[0252] La [Fig.6c] illustre un autre exemple alternatif de système de carburant 7000a. Le système de carburant 7000a est similaire au système de carburant 7000 illustré sur la [Fig.6B] et diffère en ce que la partie du carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 renvoyée pour rejoindre l'écoulement de carburant principal à son approche de la chambre de combustion 16 après éventuellement avoir été fournie à un ou plusieurs mécanismes d'aéronef supplémentaires 7010 (qui peuvent être tels que décrits ci-dessus). Tout carburant non nécessaire pour ces systèmes auxiliaires 7010 peut être renvoyé directement au trajet principal d'écoulement de carburant/chambre de combustion 16. Au moins une partie du carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 peut être renvoyée au trajet principal d'écoulement de carburant sans passer par les systèmes auxiliaires 7010 – la proportion dirigée vers les systèmes auxiliaires 7010 peut être ajustée en fonction du besoin. Dans d'autres mises en œuvre, le carburant utilisé dans un ou plusieurs tels mécanismes supplémentaires d'aéronef 7010 peut alors être renvoyé vers un réservoir 50 plutôt qu'envoyé à la chambre de combustion 16.

[0253] Dans les différents exemples décrits ci-dessus, l'aéronef 1 comprend un système d'huile à remise en circulation 2000 agencé pour alimenter de l'huile pour lubrifier et/ou éliminer la chaleur d'une pluralité de composants. Le système d'huile à remise en circulation comprend un système d'huile à boucle fermée, et peut être constitué d'une boucle fermée unique dans certaines mises en œuvre. Un exemple d'un système d'huile à boucle fermée 2000 est représenté schématiquement sur la [Fig.7].

[0254] Le système d'huile à boucle fermée 2000 comprend un réservoir d'huile 2002 approprié pour contenir un volume d'huile. Dans certaines mises en œuvre, les gaz

sont retirés de l'huile au sein du réservoir d'huile 2002 par un dé-aérateur.

- [0255] Une pompe d'alimentation 2004 est conçue pour pomper de l'huile du réservoir d'huile 2002 à l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006. La température moyenne de l'huile entrant dans l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006, aux conditions de croisière, est supérieure à la température moyenne de carburant entrant dans l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006. Dans l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006, l'énergie thermique est transférée de l'écoulement d'huile vers l'écoulement du carburant. De cette manière, la température moyenne de l'écoulement d'huile sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 est inférieure à la température moyenne de l'écoulement d'huile entrant dans l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006. De cette manière également, la température moyenne du carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 est supérieure à la température moyenne de carburant entrant dans l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006.
- [0256] Depuis l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006, l'huile circule alors vers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004. Dans certaines mises en œuvre, l'huile peut s'écouler à travers un échangeur de chaleur air-huile (non représenté) entre l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 et l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004.
- [0257] Dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004, l'énergie thermique est transférée de l'écoulement d'huile vers l'écoulement du carburant. De cette manière, la température moyenne de l'écoulement d'huile sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 est inférieure à la température moyenne de l'écoulement d'huile entrant dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004. De cette manière également, la température moyenne du carburant sortant de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 est supérieure à la température moyenne de carburant entrant dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004.
- [0258] À partir de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004, l'écoulement d'huile est ensuite acheminé à travers les composants de moteur 2006, que l'huile est destinée à refroidir et/ou lubrifier. L'huile sert de lubrifiant et de liquide de refroidissement au sein des composants de moteur 2006 et permet de gagner de la chaleur des composants de moteur 2006 au cours du procédé. Les composants de moteur 2006 peuvent comprendre une ou plusieurs chambres de palier.
- [0259] Depuis les composants de moteur 2006, l'huile est collectée dans le carter 2008. Une pompe de récupération 2010 est conçue pour pomper de l'huile du carter 2008 en retour dans le réservoir d'huile 2002.
- [0260] La [Fig.8] montre schématiquement un exemple de système d'échange de chaleur

comprenant le système d'huile à boucle fermée 2000 et le système de carburant 1000. Les deux systèmes 1000, 2000 sont présentés ensemble pour illustrer les interactions entre les écoulements de carburant et d'huile à l'intérieur du moteur à turbine à gaz 10. L'écoulement de carburant est représenté avec des flèches noires épaisses et l'écoulement d'huile avec des flèches noires fines.

- [0261] La [Fig.9] représente schématiquement un exemple de système d'échange de chaleur alternatif 9000, comprenant le système d'huile à boucle fermée 2000 et le système d'alimentation en carburant 7000a. Les systèmes 7000a, 2000 sont sensiblement les mêmes que ceux illustrés sur les Figures 6C et 7 respectivement, l'écoulement de carburant représenté à nouveau avec des flèches noires épaisses et l'écoulement d'huile avec des flèches noires fines. Toutefois, la soupape de remise en circulation 6010 est située légèrement différemment de la [Fig. 6C], à savoir en amont de la fourche dans le trajet d'écoulement de carburant vers l'échangeur de chaleur secondaire 1006, plutôt que d'être entre l'entrée de 1006a et la sortie de 1006b de cet l'échangeur de chaleur 1006. Ainsi dans la mise en œuvre illustrée sur la [Fig.9], la totalité du carburant sortant de la pompe 1003 s'écoule à travers la soupape de remise en circulation 6010, contrairement au mode de réalisation illustré sur la [Fig.6B]. La méthodologie de contrôle pour la soupape 6010 peut être ajustée de la manière appropriée.
- [0262] On aura à l'esprit que dans des mises en œuvre telles que celle illustrée sur la [Fig.6B], dans laquelle du carburant s'écoulant à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 est utilisé en tant que fluide de travail dans des systèmes auxiliaires et ensuite retourné à un réservoir 50, 53 au lieu de passer à la chambre de combustion 16, la ligne d'écoulement de carburant de l'échangeur de chaleur secondaire 1006 vers la chambre de combustion 16 peut être remplacée par une ligne d'écoulement de carburant renvoyée vers le réservoir 50.
- [0263] Les inventeurs étaient conscients que l'utilisation de carburants différents des carburants à base de kérosène traditionnels, tels que des carburants d'aviation durables, peut conduire à des propriétés de carburant différentes, et que le fonctionnement du moteur peut être optimisé pour ces différentes propriétés de carburant. Des carburants ayant un pouvoir calorifique supérieur tels que revendiqués peuvent également avoir une stabilité thermique plus grande, permettant au carburant d'absorber plus de chaleur, ce qui fournit un refroidissement d'huile amélioré et/ou des propriétés de combustion améliorées dans la chambre de combustion. La remise en circulation du carburant à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 peut permettre au carburant de recevoir plus de chaleur de l'huile, augmentant la température de carburant et améliorant le refroidissement de l'huile.
- [0264] Une soupape de remise en circulation 6010 peut être située en aval de la pompe à carburant 1003, et peut donc fournir une flexibilité améliorée de l'écoulement de

carburant. Un débit de carburant inférieur à la chambre de combustion 16 peut donc être fourni pour un carburant à pouvoir calorifique plus élevé, sans changer la vitesse de pompe, en augmentant plutôt la quantité de remise en circulation.

- [0265] La [Fig.10] illustre un exemple de procédé 10000 d'un moteur à turbine à gaz 10. Le procédé 10000 comprend les étapes consistant à :
- [0266] Étape 10100 : L'obtention/sélection d'un carburant à fournir au moteur à turbine à gaz 10, dans lequel le pouvoir calorifique du carburant est d'au moins 43,5 MJ/kg, et éventuellement entre 43,5 et 44 MJ/kg.
- [0267] L'obtention du carburant peut comprendre la sélection d'un seul carburant. L'obtention du carburant peut alternativement comprendre la sélection d'un mélange de carburant.
- [0268] Le carburant choisi peut être le seul carburant à bord de l'aéronef 1. En tant que telle, la sélection du carburant peut être réalisée pendant le ravitaillement de l'aéronef. Alternativement, le carburant choisi peut être l'un de plusieurs carburants à bord de l'aéronef 1, ou un mélange de multiples carburants à bord de l'aéronef. Ainsi, la sélection du carburant peut être effectuée pendant le vol. Le processus de sélection peut être automatisé. Par exemple, un contrôleur embarqué peut être conçu pour sélectionner et/ou mélanger du ou des carburant stockés dans un ou plusieurs réservoirs de carburant 50, 53 pour fournir un carburant au pouvoir calorifique souhaité. Le contrôleur peut stocker les pouvoirs calorifiques et les emplacements de réservoir pour les carburants à bord et calculer le rapport de mélange de carburant (qui peut ne pas comporter de mélange de carburants) pour fournir un carburant au pouvoir calorifique souhaité.
- [0269] Étape 10200 : Fourniture du carburant à la chambre de combustion 16 par l'intermédiaire du système de gestion de carburant 6500.
- [0270] Comme abordé par rapport à la [Fig.6A] et à la [Fig.6B], le système de gestion de carburant 6500 comprend un échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 agencé pour transférer la chaleur entre l'huile et le carburant, et une boucle de remise en circulation 6010, 6011 agencée pour permettre à une proportion du carburant de traverser l'échangeur de chaleur primaire 1004 plusieurs fois. Une pompe à carburant moteur 1003 est positionnée en aval de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et en amont de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006. Le système de gestion de carburant 6500 est agencé de sorte que le carburant atteint l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 avant l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006.
- [0271] Éventuellement, le procédé peut comprendre en outre :
- [0272] Étape 10300 : Contrôle actif d'une quantité de carburant sortant de l'échangeur de

chaleur primaire 1004 pour être remis en circulation vers une entrée 1004a de l'échangeur de chaleur primaire 1004 plutôt que de s'écouler vers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 ou directement vers la chambre de combustion 16, en utilisant une soupape de remise en circulation 6010. Cette remise en circulation peut également amener du carburant qui a déjà traversé la pompe à carburant moteur 1003 en retour vers une position en amont de la pompe à carburant moteur 1003, comme décrit ci-dessus.

- [0273] Ce contrôle actif peut être effectué en fonction d'un ou plusieurs paramètres tels que :
- [0274] • Vitesse d'arbre de cœur et demande de poussée du moteur ;
 - [0275] • Température actuelle du carburant et/ou température de l'huile ;
 - [0276] • Pouvoir calorifique de carburant ;
 - [0277] • Vitesse de rotation de soufflante ;
 - [0278] • • Débit de carburant vers la chambre de combustion (couramment dénommé WFE - poids d'écoulement de carburant de moteur principal) ; et
 - [0279] • Vitesse de pompe à carburant principale/moteur, ou options de vitesse.
- [0280] Par exemple, un pourcentage plus élevé du carburant sortant de la pompe peut être dirigé en retour vers l'entrée de pompe pour des carburants avec un pouvoir calorifique supérieur
- [0281] Dans des exemples alternatifs, le contrôle de la quantité de carburant sortant de l'échangeur de chaleur primaire 1004 à remettre en circulation peut ne pas être une étape de procédé active – à la place, une proportion définie, fixe du carburant peut être remise en circulation. Par exemple, 70 %, 75 %, 80 %, 85 % ou 90 % du carburant peuvent être remis en circulation en croisière. La proportion remise en circulation peut être plus élevée pour une pompe plus récente, pour un carburant et un moteur donnés. La proportion remise en circulation peut être plus élevée pour un carburant de pouvoir calorifique plus élevé, pour un état de pompe donné et un moteur.
- [0282] En particulier pour des architectures de moteur dans lesquelles la vitesse de pompe à carburant est directement liée à la vitesse d'arbre (par exemple, un rapport de vitesse d'arbre à la vitesse de pompe est fixe, ou dans lequel seulement certains rapports de vitesse d'arbre à la vitesse de pompe sont possibles, au moins dans des conditions de croisière), le carburant peut être gaspillé si le fonctionnement du moteur n'est pas ajusté. La remise en circulation de davantage de carburant peut donc permettre une vitesse plus faible de carburant atteignant la chambre de combustion tout en maintenant constante un débit de carburant à travers la pompe 1003.
- [0283] L'agencement du système de gestion de carburant 6500 ci-dessus, avec une remise en circulation du carburant se produisant, peut donc assurer une meilleure flexibilité de l'écoulement de carburant. Un ou plusieurs soupapes, pompes et/ou capteurs

contrôlables supplémentaires ou alternatifs peuvent être fournis dans diverses mises en œuvre pour faciliter le contrôle d'écoulement de carburant.

[0284] Les inventeurs étaient également conscients que l'utilisation de carburants différents des carburants à base de kérosène traditionnels, tels que des carburants d'aviation durable, peut conduire à des propriétés de carburant différentes, et que les paramètres aux conditions de croisière peuvent être ajustés pour utiliser les différentes propriétés de carburant. En particulier, certains carburants peuvent être chauffés à des températures plus élevées dans les échangeurs de chaleur carburant-huile 1004, 1006 que les carburants traditionnels. Cela peut améliorer le refroidissement de l'huile avant son retour au reste du moteur à turbine, et/ou améliorer le rendement de combustion du carburant. En utilisant le carburant pour absorber plus de chaleur de l'huile, plutôt que de s'appuyer sur le transfert de chaleur de l'huile vers l'environnement/air (par exemple, dans un échangeur de chaleur huile-air) on fournit un moteur à turbine plus performant thermiquement. En outre, le refroidissement amélioré de l'huile peut à son tour améliorer l'effet de refroidissement de l'huile sur les composants du moteur à travers lesquels elle s'écoule.

[0285] La [Fig.11] illustre un exemple de procédé 11000 d'un moteur à turbine à gaz 10. Le procédé 11000 comprend les étapes consistant à :

[0286] Étape 11100 : Fourniture d'un carburant à la chambre de combustion 16 du moteur à turbine à gaz 10 par l'intermédiaire d'un système de gestion de carburant 1500.

[0287] Comme abordé par rapport à la [Fig.5], le système de gestion de carburant 1500 comprend un échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 agencé pour transférer de la chaleur vers ou depuis le carburant. Une pompe à carburant moteur 1003 est positionnée en aval de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et en amont de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006. Le système de gestion de carburant 1500 est agencé de sorte que le carburant atteint l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 avant l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006.

[0288] Étape 11200 : Contrôler du système de gestion de carburant 1500 de manière à élever la température de carburant à au moins 135 °C à l'entrée de la chambre de combustion 16 aux conditions de croisière.

[0289] Le contrôle 11200 du système de gestion de carburant 1500 peut comprendre le contrôle d'un écoulement de carburant à travers les échangeurs de chaleur – par exemple la remise en circulation d'une proportion variable du carburant à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004, et/ou le fait de permettre à une proportion variable du carburant de contourner l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004. Alors que la [Fig.5] montre une mise en œuvre avec une conduite de contournement 1005 mais aucune remise en circulation, et les Figures 6A à 6C

montrent des mises en œuvre sans conduite de contournement (au moins pas pour l'échangeur de chaleur primaire - les Figures 6A et 6C fournissent un itinéraire pour une partie du carburant atteignant la chambre de combustion 16 pour contourner l'échangeur de chaleur secondaire alors que le reste du carburant le traverse) mais avec une conduite de remise en circulation 6011, on aura à l'esprit qu'une ou plusieurs conduites de contournement et/ou une ou plusieurs conduites de remise en circulation peuvent être fournies ensemble dans divers mises en œuvre. En outre, dans certains systèmes, la direction d'écoulement au sein d'une même conduite peut être réversible de telle sorte qu'elle peut être utilisée comme une conduite de contournement 1005 ou une conduite de remise en circulation 6011. On aura à l'esprit que les figures ne sont données qu'à titre d'exemple et ne sont pas destinées à être limitatives.

- [0290] Le contrôle 11200 du système de gestion de carburant 1500 peut comprendre le contrôle d'un écoulement de carburant à travers les échangeurs de chaleur – par exemple permettant à une proportion variable du carburant de contourner l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 ou l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006. Une ou plusieurs soupapes ou pompes contrôlables, et éventuellement un ou plusieurs capteurs, peuvent être fournis en conséquence pour faciliter le contrôle de l'écoulement de carburant.
- [0291] En complément ou alternativement, comme pour l'écoulement de carburant, l'écoulement d'huile peut être contrôlé en utilisant une ou plusieurs conduites de contournement, lorsqu'elles sont présentes, permettant à l'huile de contourner un ou plusieurs échangeurs de chaleur 1004, 1006 au lieu de s'écouler à travers ceux-ci. L'huile peut également être remise en circulation dans certaines mises en œuvre, et/ou l'écoulement d'huile peut être ajusté en contrôlant une ou plusieurs pompes à huile. Une ou plusieurs soupapes et/ou pompes contrôlables, et éventuellement un ou plusieurs capteurs, peuvent être fournis en conséquence pour faciliter le contrôle de l'écoulement de l'huile.
- [0292] Le système d'échange de chaleur peut comprendre un contrôleur agencé pour mettre en œuvre ce contrôle (de l'écoulement de carburant et/ou de l'écoulement d'huile). Le contrôleur peut recevoir des entrées d'un ou plusieurs capteurs de température, et peut contrôler une ou plusieurs soupapes (par exemple la soupape de remise en circulation 6010), et/ou la pompe 1003, en fonction des données reçues. Une ou plusieurs pompes d'alimentation en huile et/ou pompes de récupération peuvent également être contrôlées par le contrôleur.
- [0293] L'écoulement du carburant peut être contrôlé à l'aide d'une soupape de remise en circulation 6010 telle que décrite ci-dessus. En variante ou en complément, l'écoulement de carburant peut être contrôlé en utilisant une ou plusieurs conduites de contournement 1005 (comme illustré sur la [Fig.5]) agencées pour permettre à une

proportion du carburant d'éviter de passer à travers l'un ou les deux échangeurs de chaleur, et/ou en ajustant la division en % de carburant qui s'écoule directement à la chambre de combustion 16 depuis l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 par opposition au % de carburant qui s'écoule de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire dans l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 (et éventuellement ensuite en retour pour rejoindre le carburant s'écoulant dans la chambre de combustion 16, en fonction de la mise en œuvre).

[0294] Le chauffage du carburant à des températures plus élevées que précédemment utilisées peut améliorer le refroidissement de l'huile avant qu'elle soit renvoyée au reste du moteur à turbine, et/ou peut améliorer l'efficacité de la combustion du carburant. Le positionnement de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 après la pompe à carburant moteur 1003 peut faciliter l'obtention de températures de carburant plus élevées sans compromettre la longévité de la pompe à carburant.

[0295] Le procédé de la [Fig.11] peut être utilisé conjointement avec le procédé de la [Fig.10].

[0296] Les inventeurs étaient conscients que, notamment avec l'utilisation de carburants différents des carburants à base de kérosène traditionnels, tels que des carburants d'aviation durable, des propriétés de carburant aux conditions de croisière peuvent être contrôlées par gestion soigneuse des moteurs afin d'améliorer les performances. Dans ce cas, une viscosité plus faible peut être obtenue, ce qui peut affecter l'efficacité de la combustion, notamment par rapport à la performance de pulvérisation de la tuyère de carburant au sein de la chambre de combustion 16. La performance de pulvérisation de tuyère de carburant affecte l'efficacité de combustion du carburant. Une viscosité plus faible du carburant aux conditions de croisière peut être plus propice à un moteur plus efficace. Le débit de carburant peut être optimisé pour améliorer le rendement du moteur à turbine, auquel la plus faible viscosité dudit carburant peut contribuer.

[0297] La [Fig.12] illustre un exemple de procédé 12000 d'un moteur à turbine à gaz 10. Le procédé 12000 comprend les étapes consistant à :

[0298] Étape 12100 : Fourniture d'un carburant à la chambre de combustion 16 du moteur à turbine à gaz 10 par l'intermédiaire d'un système de gestion de carburant 1500.

[0299] Comme abordé par rapport à la [Fig.5], le système de gestion de carburant 1500 comprend un échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 agencés pour transférer de la chaleur vers le carburant. Une pompe à carburant moteur 1003 est positionnée en aval de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et en amont de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006. Le système de gestion de carburant 1500 est agencé de sorte que le carburant atteigne l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004

avant l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006.

- [0300] Étape 12200 : Contrôle du système de gestion de carburant 1500 de manière à ajuster la viscosité de carburant à moins de 0,58 mm²/s à l'entrée de la chambre de combustion 16 dans des conditions de croisière.
- [0301] Une gestion des moteurs soigneuse pour obtenir une viscosité inférieure de carburant à l'entrée de la chambre de combustion 16 peut améliorer l'efficacité de la combustion, en particulier par rapport à la performance de pulvérisation de tuyère de carburant au sein de la chambre de combustion. Des propriétés d'écoulement de carburant, d'écoulement d'huile et/ou une ou plusieurs autres propriétés d'échange de chaleur peuvent être ajustées pour fournir cette différence de viscosité.
- [0302] Le contrôle 12200 du système de gestion de carburant 1500 peut donc comprendre le contrôle d'un écoulement de carburant et/ou d'un écoulement d'huile à travers les échangeurs de chaleur comme décrit ci-dessus – par exemple la remise en circulation d'une proportion variable du carburant à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004, et/ou le fait de permettre à une proportion variable du carburant de contourner l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire et/ou secondaire 1004, 1006, comme décrit ci-dessus par rapport à la [Fig.11].
- [0303] Par exemple, l'écoulement de carburant peut être contrôlé à l'aide de la soupape de remise en circulation 6010, de manière similaire au système de gestion de carburant 6000, et/ou en ajustant la proportion de carburant envoyée par l'intermédiaire de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1004 ou par l'intermédiaire d'une conduite de contournement 1005.
- [0304] Le procédé de la [Fig.12] peut être utilisé conjointement avec le procédé de la [Fig.10] et/ou le procédé de la [Fig.11].
- [0305] Les inventeurs étaient conscients que l'utilisation de carburants différents des carburants à base de kérosène traditionnels, tels que des carburants d'aviation durable, peut conduire à des propriétés de carburant différentes, et que les paramètres aux conditions de croisière peuvent être ajustés pour utiliser les différentes propriétés de carburant. Par exemple, certains carburants peuvent avoir une stabilité thermique supérieure et/ou une capacité de chaleur supérieure, ce qui permet un transfert de chaleur accru vers le carburant et/ou une température de fonctionnement plus élevée. En particulier, une plus grande quantité de chaleur peut être transférée de l'huile au carburant dans les échangeurs de chaleur carburant-huile 1004, 1006 dans certaines mises en œuvre. Cela peut améliorer le refroidissement de l'huile avant son retour au reste du moteur à turbine. Cela améliore à son tour l'effet de refroidissement de l'huile sur les composants du moteur à travers lesquels elle s'écoule. Une température accrue de carburant peut également améliorer l'efficacité de la combustion dans la chambre de combustion 16.

- [0306] La [Fig.13] illustre un exemple de procédé 13000 d'un moteur à turbine à gaz 10. Le procédé 13000 comprend les étapes consistant à :
- [0307] Étape 13100 : Fourniture d'un carburant à la chambre de combustion 16 du moteur à turbine à gaz 10 par l'intermédiaire d'un système de gestion de carburant 1500.
- [0308] Comme abordé par rapport à la [Fig.5], le système de gestion de carburant 1500 comprend un échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 agencé pour transférer de la chaleur vers ou depuis le carburant. Une pompe à carburant moteur 1003 est positionnée en aval de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 et en amont de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006. Le système de gestion de carburant 1500 est agencé de sorte que le carburant atteint l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004 avant l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006.
- [0309] Étape 13200 : Contrôle du système de gestion de carburant 1500 de manière à transférer 200 à 600 kJ/m³ de la chaleur au carburant à partir de l'huile dans l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire dans des conditions de croisière (le transfert de chaleur étant mesuré par volume unitaire du carburant atteignant la chambre de combustion 16).
- [0310] La pompe à carburant 1003 est située entre les deux échangeurs de chaleur 1004, 1006 le long du trajet d'écoulement – i.e. en aval de l'échangeur de chaleur primaire mais en amont de l'échangeur de chaleur secondaire.
- [0311] Le contrôle 13200 du système de gestion de carburant 1500 peut donc comprendre le contrôle d'un écoulement de carburant et/ou d'un écoulement d'huile à travers les échangeurs de chaleur – par exemple la remise en circulation d'une proportion variable du carburant à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire 1004, et/ou le fait de permettre à une proportion variable du carburant de contourner l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire et/ou secondaire 1004, 1006, comme décrit ci-dessus par rapport à la [Fig.11]. Le système de gestion de carburant 1500 peut donc comprendre un ou plusieurs composants additionnels non représentés sur les Figures – tels que des conduites de contournement, des conduites de remise en circulation, des pompes contrôlables, et/ou des soupapes contrôlables, pour permettre ou faciliter ce contrôle. Un ou plusieurs capteurs – par exemple des capteurs de température et de débit – peuvent être utilisés pour fournir une rétroaction et un guidage de gestion de carburant et d'huile. Par exemple, l'écoulement de carburant peut être contrôlé à l'aide de la soupape de remise en circulation 6010, de manière similaire au système de gestion de carburant 6000, et/ou en ajustant la proportion de carburant envoyée par l'intermédiaire de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1004.
- [0312] Par exemple, une soupape de dosage de carburant (FMV) 6014 telle qu'illustrée sur la [Fig.6B] peut être fournie pour contrôler le carburant délivré à la chambre de

combustion 16. La position de la soupape 6014 (i.e. son degré d'ouverture/fermeture) peut être contrôlée, et peut également être utilisée pour déterminer le débit de carburant dû à un contrôleur du (ou en communication avec le) système de gestion de carburant ayant accès à un enregistrement de la relation entre la position de la soupape et le débit. La FMV 6014 et la soupape de remise en circulation 6010 peuvent travailler ensemble pour délivrer un débit de carburant requis à la chambre de combustion 16. La position de la FMV peut être contrôlée activement en boucle fermée, l'excès de carburant étant renvoyé à la pompe 1003 par l'intermédiaire de la soupape de remise en circulation et de la conduite 6010, 6011. La FMV 6014 peut être située au niveau d'une sortie 1006b de l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire 1006 dans certaines mises en œuvre, en aval de la soupape de remise en circulation 6010 sur le trajet principal d'écoulement de carburant à travers le moteur 10, comme illustré sur la [Fig. 6C].

- [0313] L'ajustement de paramètres d'échange de chaleur dans des conditions de croisière peut fournir des performances de moteur plus efficaces.
- [0314] Le procédé de la [Fig.13] peut être utilisé conjointement avec le procédé de l'une quelconque ou de l'ensemble des Figures 10 à 12. De même, une FMV 6014 peut être utilisée dans n'importe quel ou tous les procédés décrits.
- [0315] Il sera entendu que l'invention n'est pas limitée aux modes de réalisation décrits ci-dessus et que diverses modifications et améliorations peuvent être apportées sans s'écarter des concepts décrits ici. Sauf exclusion mutuelle, toute caractéristique peut être employée séparément ou en combinaison avec d'autres caractéristiques et la description s'étend à et inclut toutes les combinaisons et sous-combinaisons d'une ou plusieurs caractéristiques décrites ici.

Revendications

- [Revendication 1] 1 Procédé (12000) de fonctionnement d'un moteur à turbine à gaz (10), le moteur à turbine à gaz (10) comprenant :
- une chambre de combustion (16) agencée pour brûler un carburant ; et
 - un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion (16), dans lequel le système de gestion de carburant comprend :
 - deux échangeurs de chaleur carburant-huile à travers lesquels l'huile et le carburant s'écoulent, les échangeurs de chaleur agencés pour transférer la chaleur au carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire (1006) ; et
 - une pompe à carburant (1003) agencée pour distribuer le carburant à la chambre de combustion (16), dans lequel la pompe à carburant (1003) est située entre les deux échangeurs de chaleur ;
 - dans lequel le procédé comprend le contrôle (12200) du système de gestion de carburant de manière à ajuster la viscosité de carburant à moins de 0,58 mm²/s à l'entrée de la chambre de combustion (16) dans des conditions de croisière.
- [Revendication 2] 2 Procédé (12000) selon la revendication 1, dans lequel l'huile entre dans les échangeurs de chaleur carburant-huile (1004, 1006) à une température plus élevée que le carburant, de telle sorte que les échangeurs de chaleur carburant-huile sont agencés pour transférer de la chaleur de l'huile au carburant.
- [Revendication 3] 3 Procédé (12000) selon la revendication 1, dans lequel le procédé comprend le contrôle (12200) du système de gestion de carburant de manière à ajuster la viscosité de carburant entre 0,35 mm²/s et 0,53 mm²/s à l'entrée de la chambre de combustion (16) dans des conditions de croisière.
- [Revendication 4] 4 Procédé (12000) selon la revendication 1, dans lequel :
- le système de gestion de carburant comprend en outre :
 - une soupape de remise en circulation (6010) située en aval de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004), la soupape de remise en circulation (6010) agencée pour permettre à une quantité contrôlée de carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) d'être renvoyée à une entrée de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) ;

et dans lequel le contrôle (12200) du système de gestion de carburant comprend le contrôle de la proportion du carburant renvoyée à l'entrée de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) par l'intermédiaire de la soupape de remise en circulation (6010).

[Revendication 5]

5 Procédé (12000) selon la revendication 1, dans lequel :

le système de gestion de carburant comprend en outre :

une conduite de contournement (1005) agencée pour permettre à une proportion du carburant de contourner l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) ;

et dans lequel le contrôle (12200) du système de gestion de carburant comprend le contrôle de la proportion du carburant qui traverse la conduite de contournement au lieu de traverser l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004).

[Revendication 6]

6 Procédé (12000) selon la revendication 1, dans lequel :

le système de gestion de carburant comprend en outre une conduite de contournement d'huile agencée pour permettre à une proportion de l'huile de contourner au moins l'un de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) et de l'échangeur de chaleur carburant secondaire (1006) ;

et dans lequel le contrôle (12200) du système de gestion de carburant comprend le contrôle de la proportion de l'huile qui traverse la conduite de contournement d'huile au lieu de traverser l'au moins un échangeur de chaleur.

[Revendication 7]

7 Procédé (12000) selon la revendication 4, dans lequel le moteur à turbine à gaz (10) comprend une soupape de dosage de carburant (6014) en aval de la soupape de remise en circulation (6010) agencée pour contrôler le débit de carburant à travers celle-ci et pour fournir des informations sur le débit de carburant à travers celle-ci, et dans lequel le contrôle (13200) du système de gestion de carburant comprend le contrôle de la soupape de dosage de carburant (6014) et de la soupape de remise en circulation (6010) en fonction des informations fournies par la soupape de dosage de carburant (6014).

[Revendication 8]

8 Procédé (12000) selon la revendication 1, dans lequel le procédé comprend le contrôle (12200) du système de gestion de carburant de manière à élever la température de carburant entre 150 °C et 170 °C à l'entrée dans la chambre de combustion (16) dans des conditions de croisière

[Revendication 9]

9 Procédé (12000) selon la revendication 1, dans lequel

entre 10 % et 20 % du carburant est délivré à l' échangeur de chaleur carburant-huile secondaire (1006).

[Revendication 10] 10 Procédé (12000) selon la revendication 1, dans lequel un rapport entre le transfert de chaleur de l' huile au carburant pour les échangeurs de chaleur carburant-huile primaire et secondaire (1004, 1006) est compris entre 70:30 et 90:10.

[Revendication 11] 11 Procédé (12000) selon la revendication 1, dans lequel le carburant s'écoule à travers l' échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) avant de s'écouler à travers l' échangeur de chaleur carburant-huile secondaire (1006) alors que l' huile s'écoule à travers l' échangeur de chaleur carburant-huile secondaire (1006) avant de s'écouler à travers l' échangeur de chaleur à carburant-huile primaire (1004).

[Revendication 12] 12 Moteur à turbine à gaz (10) pour un aéronef (1), le moteur à turbine à gaz (10) comprenant :
une chambre de combustion (16) agencée pour brûler un carburant ; et
un système de gestion de carburant agencé pour fournir le carburant à la chambre de combustion (16), dans lequel le système de gestion de carburant comprend :
deux échangeurs de chaleur carburant-huile à travers lesquels l' huile et le carburant s'écoulent, les échangeurs de chaleur étant agencés pour transférer la chaleur entre l' huile et le carburant et comprenant un échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) et un échangeur de chaleur carburant-huile secondaire (1006) ; et
une pompe à carburant (1003) agencée pour distribuer le carburant à la chambre de combustion (16), dans lequel la pompe à carburant (1003) est située entre les deux échangeurs de chaleur carburant-huile ;
dans lequel le système de gestion de carburant est agencé pour ajuster la viscosité de carburant à moins de 0,58 mm²/s à l'entrée dans la chambre de combustion (16) aux conditions de croisière.

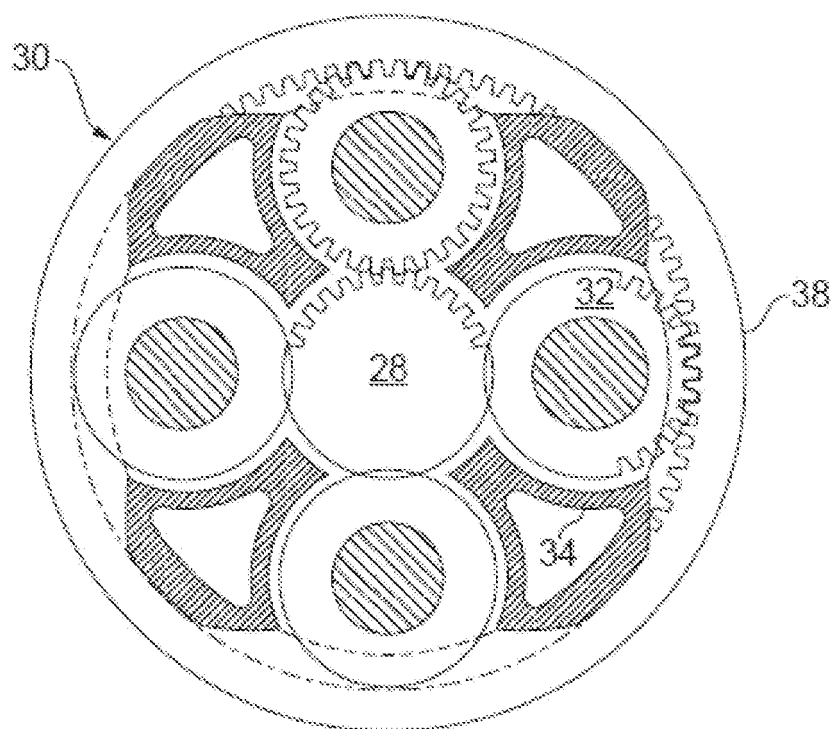
[Revendication 13] 13 Moteur à turbine à gaz (10) selon la revendication 12, dans lequel le système de gestion de carburant est agencé pour ajuster la viscosité de carburant entre 0,35 mm²/s et 0,53 mm²/s à l'entrée de la chambre de combustion (16) dans des conditions de croisière.

[Revendication 14] 14 Moteur à turbine à gaz (10) selon la revendication 12, dans lequel le système de gestion de carburant comprend en outre une soupape de remise en circulation (6010) située en aval de l' échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004), la soupape de remise en cir-

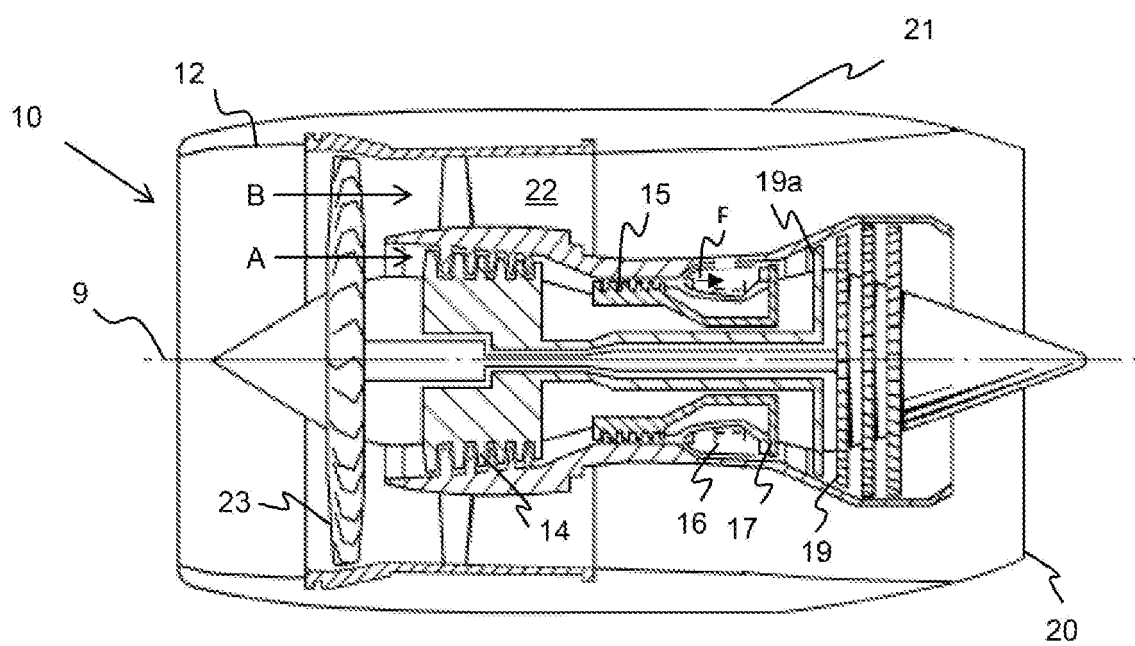
culution (6010) agencée pour permettre à une quantité contrôlée de carburant qui a traversé l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) d'être renvoyée à une entrée de l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004).

- [Revendication 15] 15 Moteur à turbine à gaz (10) selon la revendication 12, dans lequel le système de gestion de carburant est agencé pour contrôler un écoulement de carburant à travers les échangeurs de chaleur de sorte à élever la température de carburant entre 150 °C et 170 °C à l'entrée dans la chambre de combustion (16) dans des conditions de croisière
- [Revendication 16] 16 Moteur à turbine à gaz (10) selon la revendication 12, dans lequel l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire (1006) est un échangeur de chaleur carburant-huile asservi.
- [Revendication 17] 17 Moteur à turbine à gaz (10) selon la revendication 12, dans lequel un rapport de transfert de chaleur de l'huile au carburant pour les échangeurs de chaleur carburant-huile primaire et secondaire (1004, 1006) est compris entre 70:30 et 90:10.
- [Revendication 18] 18 Moteur à turbine à gaz (10) selon la revendication 12, dans lequel le système de gestion de carburant est agencé de telle sorte que le carburant s'écoule à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile primaire (1004) avant de s'écouler à travers l'échangeur de chaleur carburant-huile secondaire (1006) alors que l'huile s'écoule à travers l'échangeur de chaleur de carburant-huile secondaire (1006) avant de s'écouler à travers l'échangeur de chaleur de carburant-huile primaire (1004).

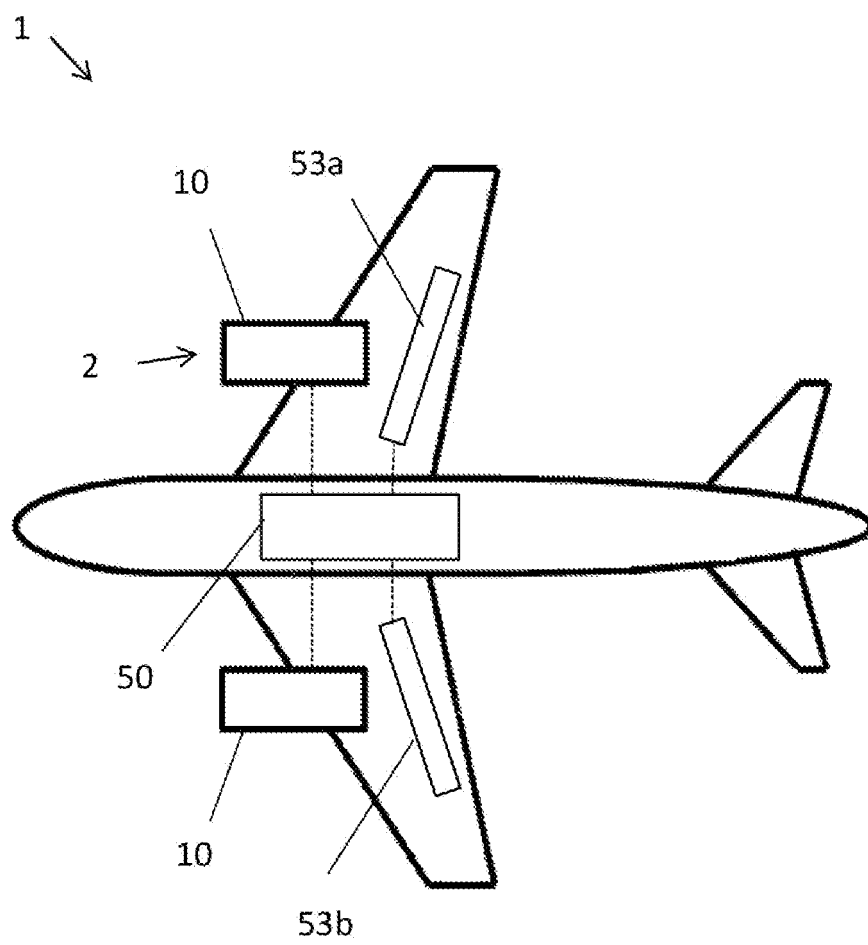
[Fig. 3A]



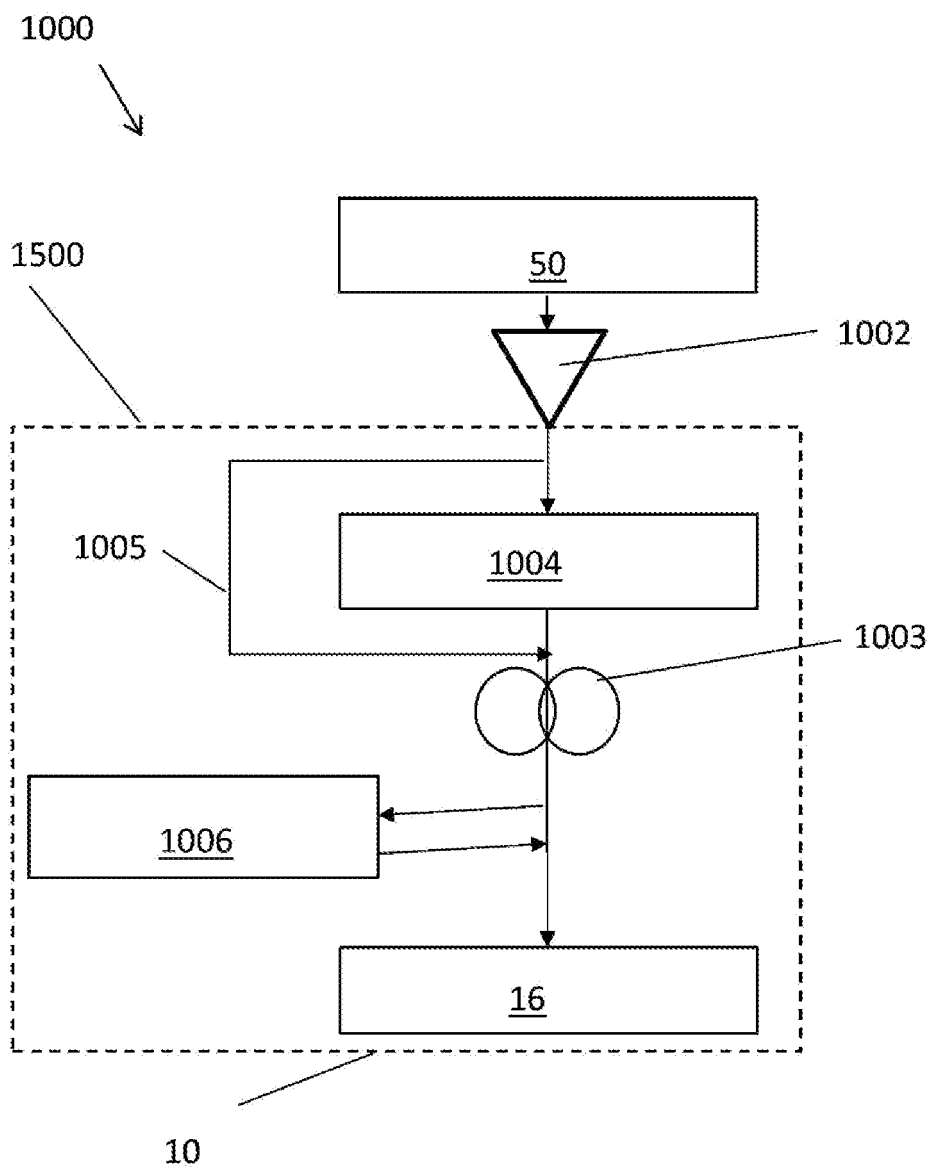
[Fig. 3B]



[Fig. 4]

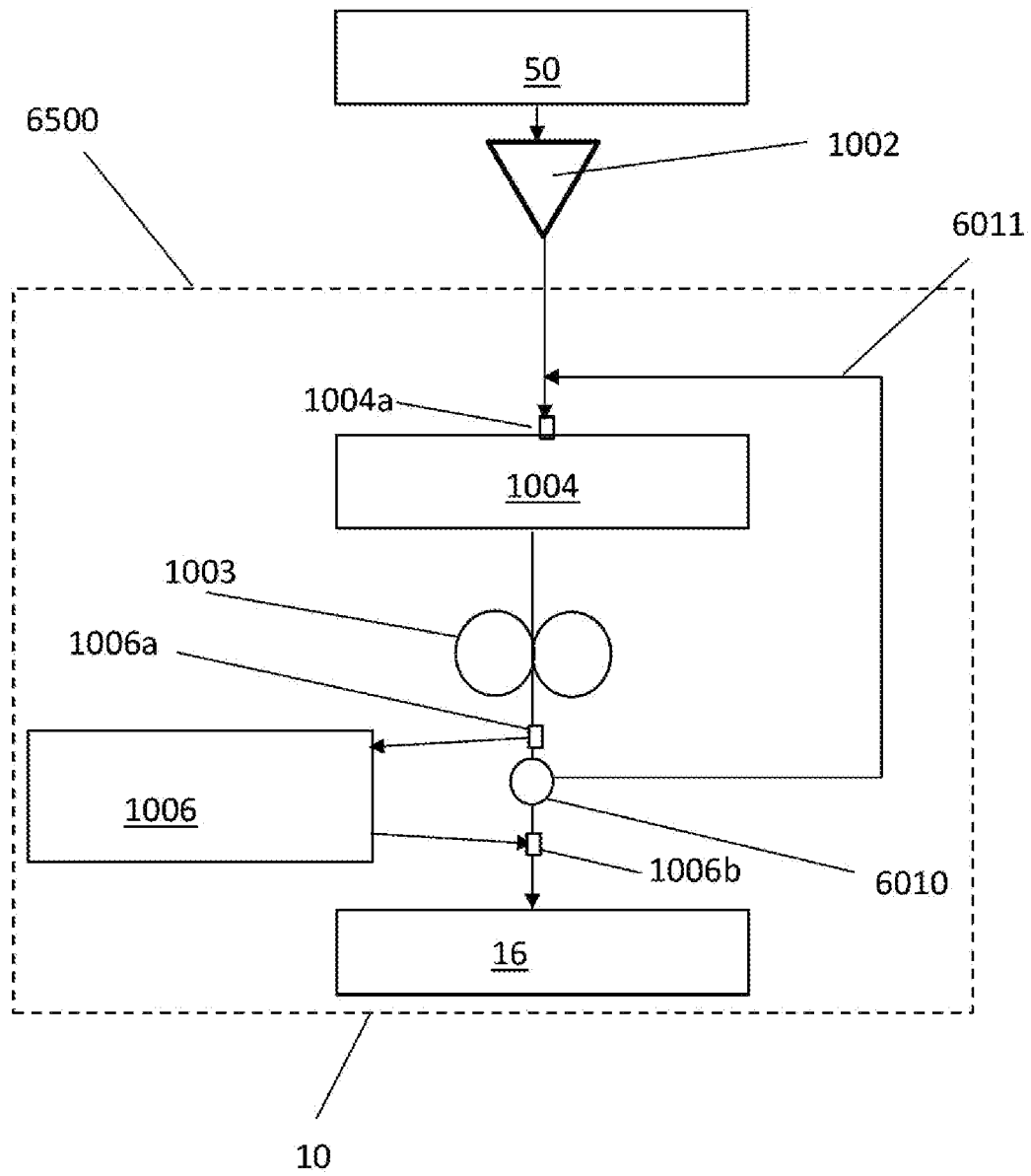


[Fig. 5]

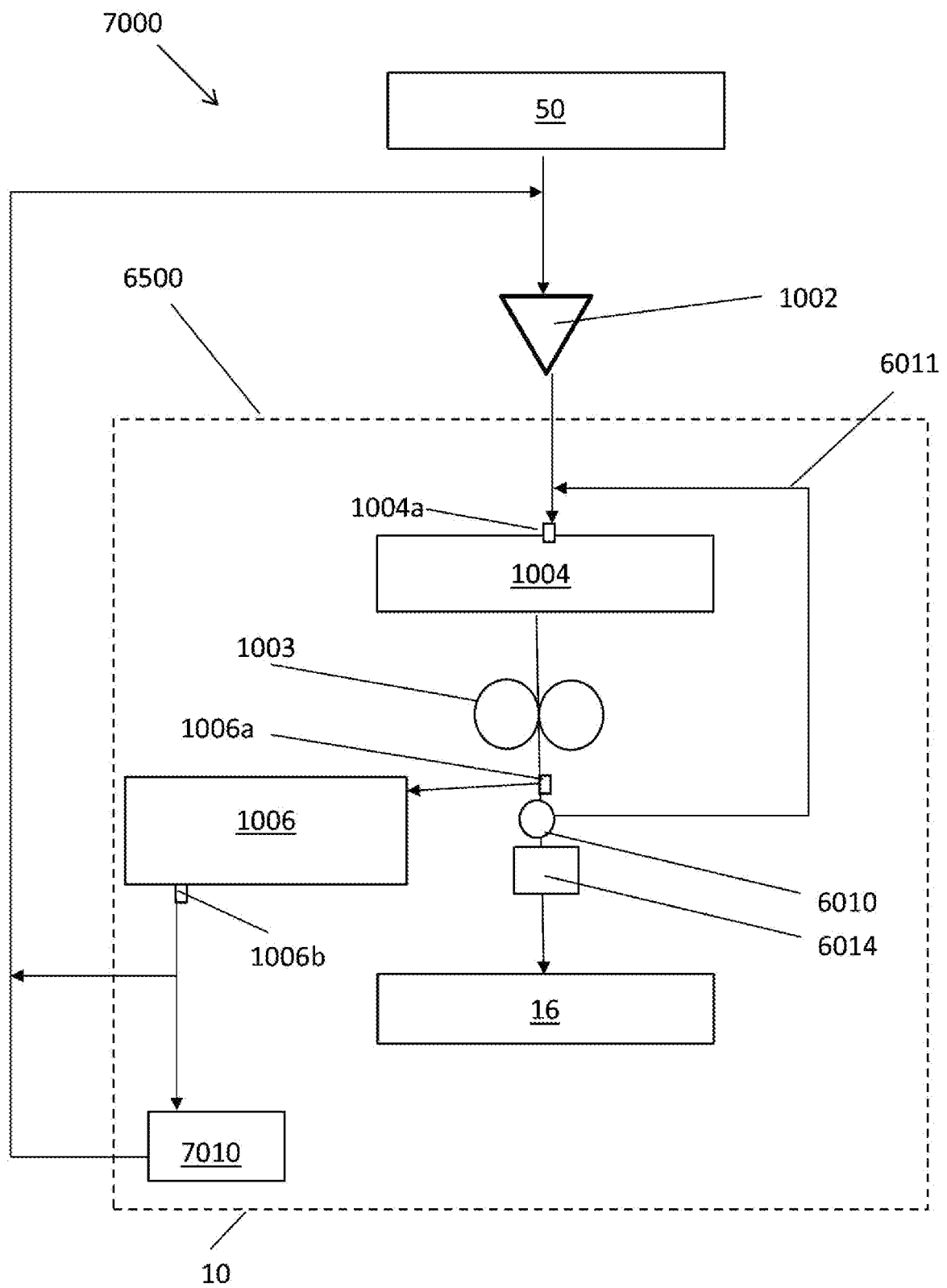


[Fig. 6A]

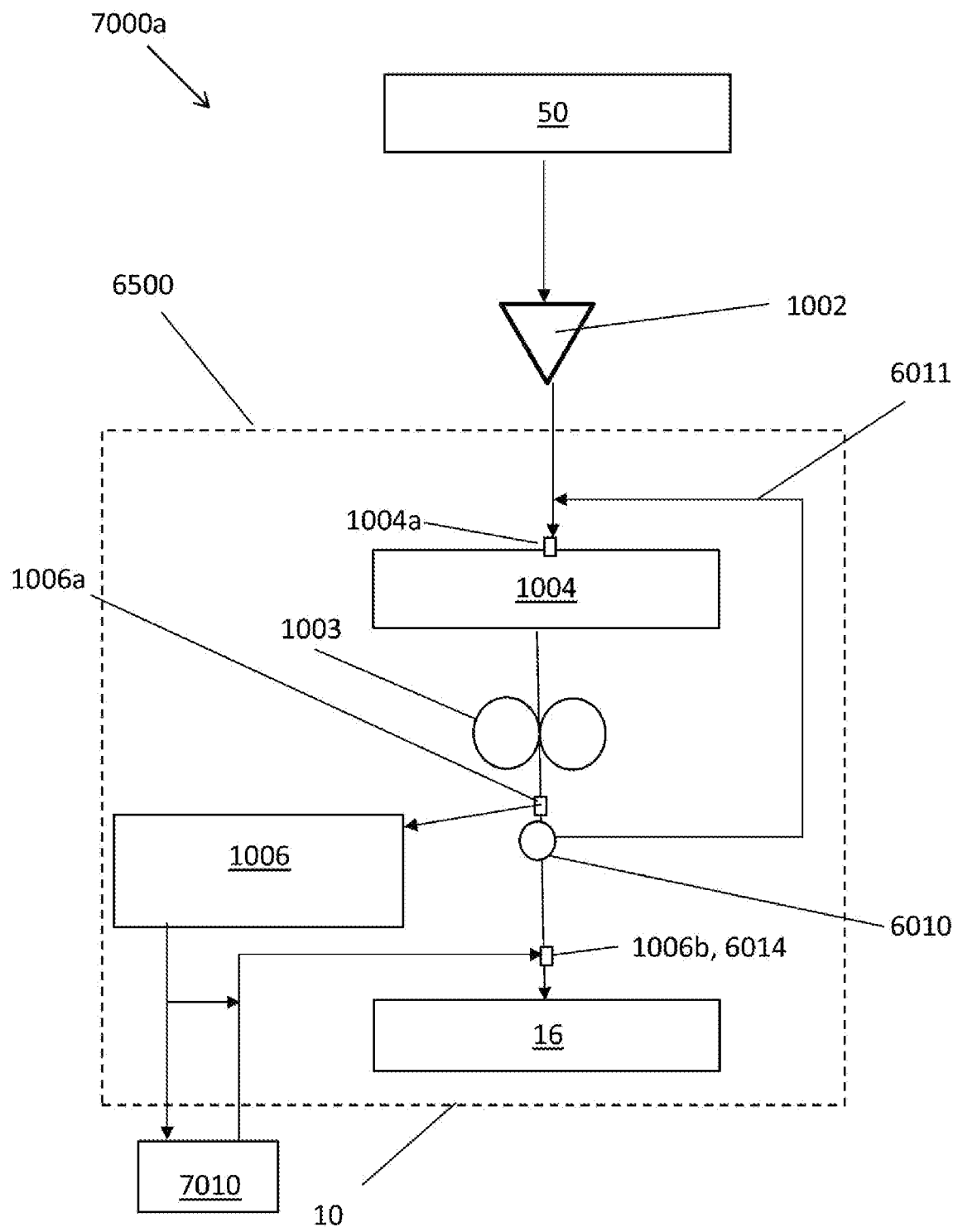
6000



[Fig. 6B]

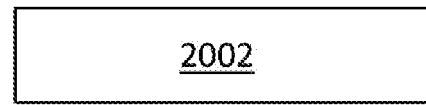


[Fig. 6c]

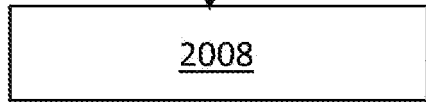
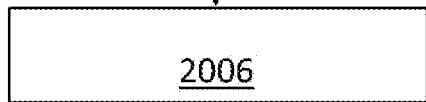
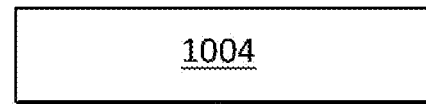
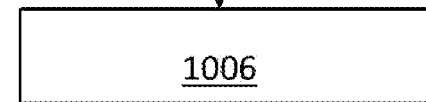


[Fig. 7]

2000



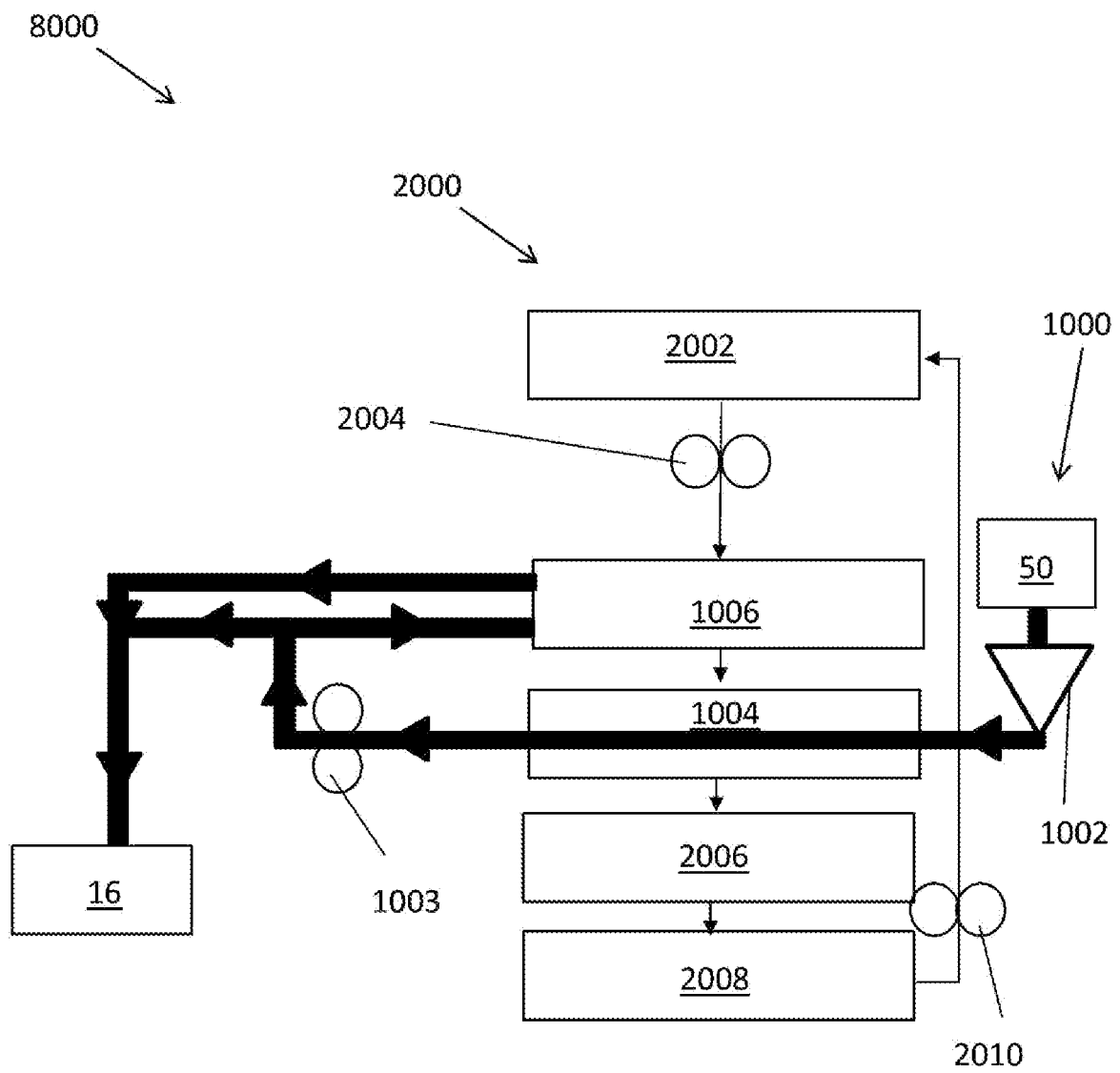
2004



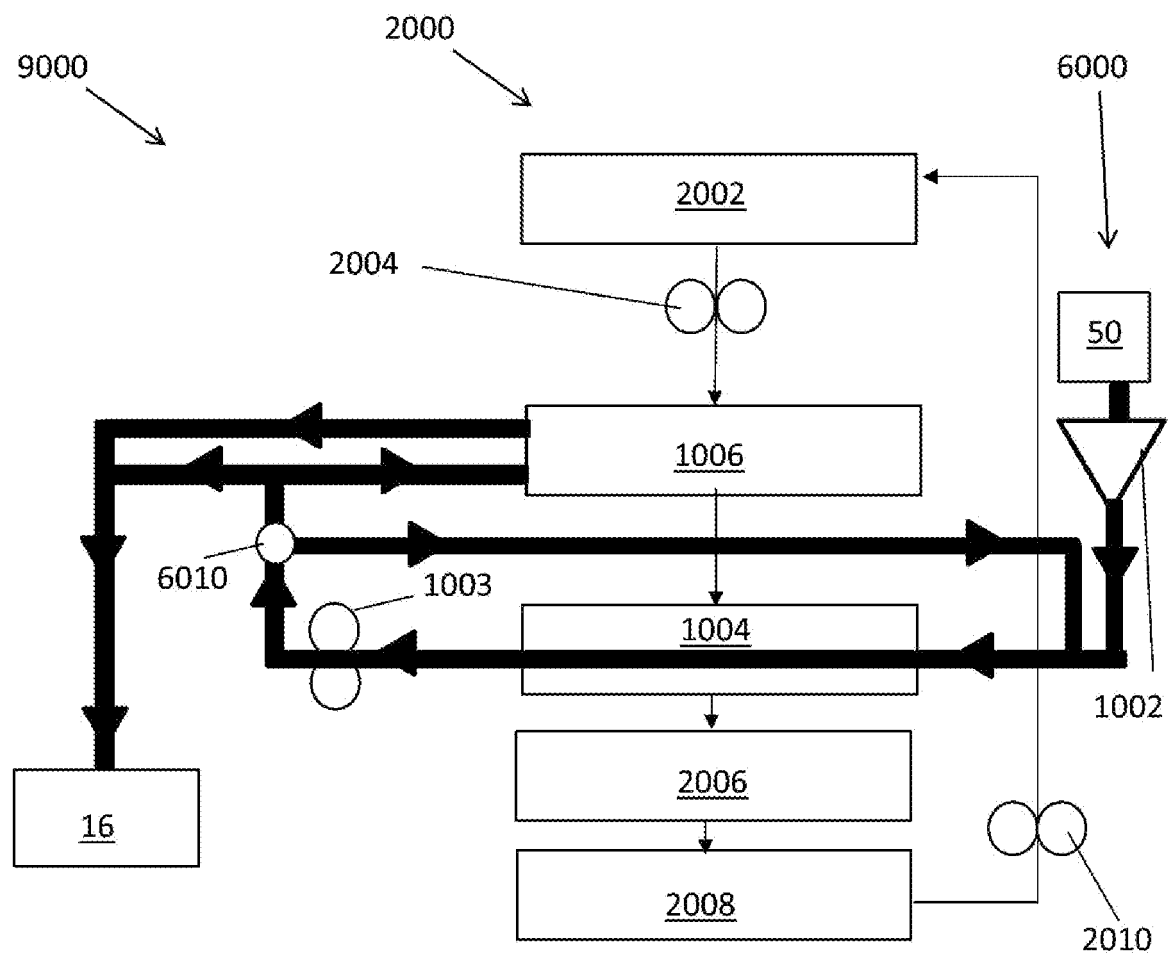
2010



[Fig. 8]

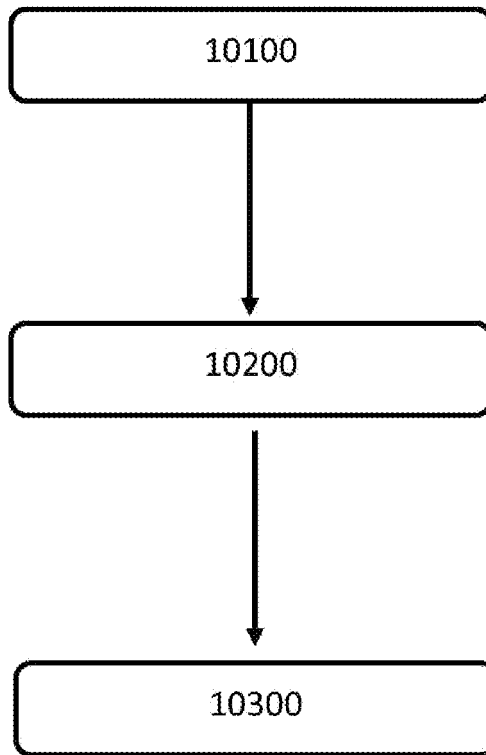


[Fig. 9]



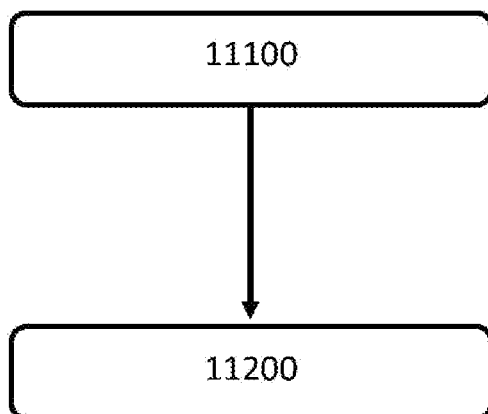
[Fig. 10]

10000



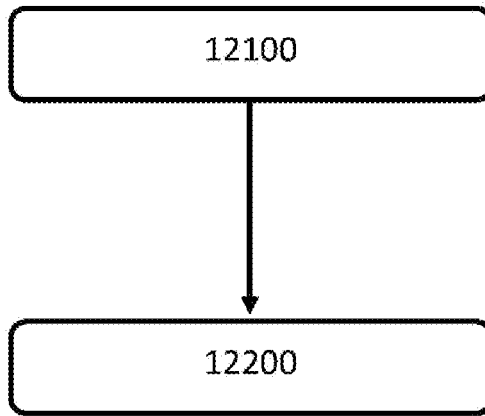
[Fig. 11]

11000



[Fig. 12]

12000



[Fig. 13]

13000

