

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 14.10.22.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la demande : 19.04.24 Bulletin 24/16.

56 Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

60 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

Demande(s) d'extension :

71 Demandeur(s) : SAFRAN Société Anonyme — FR.

72 Inventeur(s) : CAHUZAC Adrien et MAALOUF Samer.

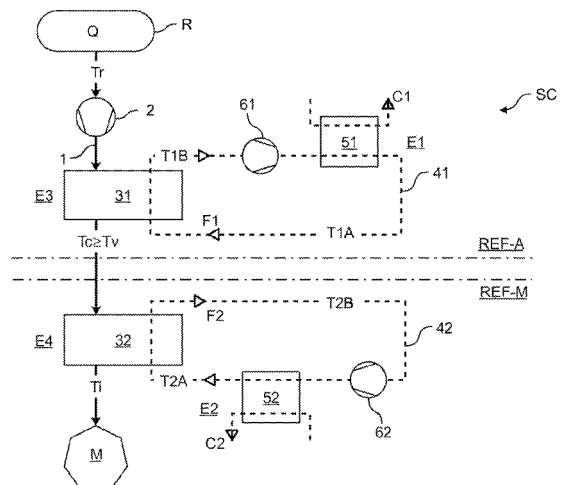
73 Titulaire(s) : SAFRAN Société Anonyme.

74 Mandataire(s) : ARGYMA.

54 Système de conditionnement de carburant pour alimenter une turbomachine d'aéronef, procédé d'alimentation d'une turbomachine.

57 Un système de conditionnement (SC) de carburant configuré pour alimenter une turbomachine d'aéronef à partir de carburant (Q) issu d'un réservoir cryogénique (R), le système de conditionnement (SC) comprenant : un circuit de carburant (1) ; un premier module de chaleur (31) monté dans un référentiel aéronef (REF-A) et un deuxième module de chaleur (32) monté dans un référentiel turbomachine (REF-M); une première boucle de circulation (41) d'un premier fluide caloporteur (F1) montée dans le référentiel aéronef (REF-A), le premier fluide caloporteur (F1) étant configuré pour réchauffer le flux de carburant (Q) dans le premier module de chaleur (31); une deuxième boucle de circulation (42) d'un deuxième fluide caloporteur (F2) montée dans le référentiel turbomachine (REF-M) et distincte de la première boucle de circulation (41), le deuxième fluide caloporteur (F2) étant configuré pour réchauffer le flux de carburant (Q) dans le deuxième module de chaleur (32).

Figure de l'abrégé : Figure 3



## **Description**

### **Titre de l'invention : Système de conditionnement de carburant pour alimenter une turbomachine d'aéronef, procédé d'alimentation d'une turbomachine**

#### **Domaine technique**

- [0001] La présente invention concerne le domaine des aéronefs comportant des turbomachines alimentées par du carburant stocké dans un réservoir cryogénique.
- [0002] Le changement climatique est une préoccupation majeure pour de nombreux organes législatifs et de régulation à travers le monde. En effet, diverses restrictions sur les émissions de carbone ont été, sont ou seront adoptées par divers états. En particulier, une norme ambitieuse s'applique à la fois aux nouveaux types d'avions mais aussi ceux en circulation nécessitant de devoir mettre en œuvre des solutions technologiques afin de les rendre conformes aux réglementations en vigueur. L'aviation civile se mobilise depuis maintenant plusieurs années pour apporter une contribution à la lutte contre le changement climatique.
- [0003] Les efforts de recherche technologique ont déjà permis d'améliorer de manière très significative les performances environnementales des avions. La Déposante prend en considération les facteurs impactant dans toutes les phases de conception et de développement pour obtenir des composants et des produits aéronautiques moins énergivores, plus respectueux de l'environnement et dont l'intégration et l'utilisation dans l'aviation civile ont des conséquences environnementales modérées dans un but d'amélioration de l'efficacité énergétique des avions.
- [0004] Par voie de conséquence, la Déposante travaille en permanence à la réduction de son incidence climatique négative par l'emploi de méthodes et l'exploitation de procédés de développement et de fabrication vertueux et minimisant les émissions de gaz à effet de serre au minimum possible pour réduire l'empreinte environnementale de son activité.
- [0005] Ces travaux de recherche et de développement soutenus portent à la fois sur les nouvelles générations de moteurs d'aéronefs, l'allègement des appareils, notamment par les matériaux employés et les équipements embarqués allégés, le développement de l'emploi des technologies électriques pour assurer la propulsion, et, indispensables compléments aux progrès technologiques, les biocarburants aéronautiques.
- [0006] A cet effet, l'invention est le résultat des recherches technologiques visant à améliorer de manière très significative les performances des aéronefs et, en ce sens, contribue à la réduction de l'impact environnemental des aéronefs. Pour cela, l'invention concerne les turbomachines alimentées par du carburant stocké dans un

réservoir cryogénique.

- [0007] Il est connu de stocker du carburant, en particulier de l'hydrogène, sous forme liquide pour limiter l'encombrement et la masse des réservoirs de l'aéronef. A titre d'exemple, le carburant est stocké à une température de l'ordre de -253 à -251°C (20 à 22 Kelvins) dans un réservoir cryogénique de l'aéronef.
- [0008] Afin de pouvoir être injecté dans la chambre de combustion d'une turbomachine, le carburant doit être conditionné, c'est-à-dire pressurisé et chauffé, afin de permettre une combustion optimale. Un conditionnement est par exemple nécessaire pour réduire le risque de givrage/solidification de la vapeur d'eau contenue dans l'air qui circule dans la turbomachine, en particulier, au niveau des injecteurs de carburant.
- [0009] En référence à la [Fig.1], il est représenté un système de conditionnement SCAA selon l'art antérieur comprenant un circuit de carburant 101 relié en entrée à un réservoir cryogénique R et en sortie à la chambre de combustion d'une turbomachine M. En pratique, le système de conditionnement SCAA est défini dans un référentiel aéronef REF-A et dans un référentiel turbomachine REF-M. Le réservoir cryogénique R est positionné dans le référentiel aéronef REF-A tandis que la turbomachine M est positionnée dans le référentiel turbomachine REF-M. Un flux de carburant Q circule d'amont en aval dans le circuit de carburant 101 et traverse successivement une pompe mécanique 102 et un module de chauffage 103.
- [0010] La pompe mécanique 102 est configurée pour faire circuler le flux de carburant Q dans le circuit de carburant 101. Le module de chauffage 103 est configuré pour apporter des calories au flux de carburant Q afin de le réchauffer pour qu'il puisse être injecté dans la turbomachine M.
- [0011] En pratique, pour être réchauffé, le carburant prélève des calories sur des sources chaudes de l'aéronef, comme par exemple la chaleur générée par la turbomachine (chaleur issue de l'huile de lubrification, calories en sortie de turbine, chaleur de la tuyère, etc.) dont les températures sont élevées. La chaleur issue de l'aéronef peut également être utilisée (air issu de la cabine, chaleur issue de systèmes électriques ou électroniques, etc.).
- [0012] A ce titre, dans une architecture connue de l'art antérieur et également représentée sur la [Fig.1], un fluide caloporteur F traverse un échangeur de chaleur 104 dans lequel il extrait les calories des sources chaudes C disponibles dans le référentiel turbomachine REF-M et est ensuite acheminé via une boucle de circulation 105 vers le module de chaleur 103 dans le référentiel aéronef REF-A, pour chauffer le carburant Q jusqu'à une température d'injection dans la turbomachine M. Cette boucle de circulation 105 du fluide caloporteur F permet d'éviter le risque de contamination entre le carburant et un oxydant dans un échangeur thermique par exemple.
- [0013] Cependant, dans une telle architecture, la température du fluide caloporteur F dans la

boucle de circulation 105 doit suivre une plage de variations prédéfinie. En effet, la température  $T$  du fluide caloporteur  $F$  en entrée du référentiel turbomachine REF-M doit être supérieure à une température minimale prédéterminée  $T_{min}$  pour éviter tout risque de givrage des sources chaudes  $C$  par le fluide caloporteur  $F$ . D'autre part, en sortie du référentiel turbomachine REF-M, la température  $T$  doit être inférieure à une température maximale  $T_{max}$  prédéterminée pour respecter les règles du fabricant de l'aéronef afin de pouvoir acheminer en toute sécurité le fluide caloporteur  $F$  dans la structure de l'aéronef, par exemple dans les ailes. Une telle limitation de la plage de températures entraîne une augmentation du débit du fluide caloporteur  $F$  dans la boucle de circulation 105 qui entraîne une augmentation du volume de circulation et donc l'utilisation de tuyauteries plus encombrantes et plus lourdes, ce qui n'est pas souhaitable dans un contexte aéronautique qui vise à réduire la masse des aéronefs. De plus, dans une telle architecture, le fluide caloporteur  $F$  prélève une quantité limitée de calories aux sources chaudes  $C$ , qui ne sont ainsi pas utilisées de manière optimale.

[0014] Afin de remédier à certains de ces inconvénients, on connaît une architecture représentée sur la [Fig.2], dans laquelle le flux de carburant  $Q$  traverse successivement un premier module de chaleur 131 dans le référentiel aéronef REF-A et un deuxième module de chaleur 132 dans le référentiel turbomachine REF-M, dans lesquels il est réchauffé par le fluide caloporteur  $F$  circulant dans la boucle de circulation 105. Un chauffage en deux temps permet de préchauffer le flux de carburant  $Q$  dans le premier module de chaleur 131 avant sa sortie du référentiel aéronef REF-A et d'atteindre la température d'injection dans le deuxième module de chaleur 132 dans le référentiel turbomachine REF-M. Le fluide caloporteur  $F$ , qui circule généralement selon un sens de circulation inverse à celui du flux de carburant  $Q$ , traverse successivement le deuxième module de chaleur 132 puis le premier module de chaleur 131. Le fluide caloporteur  $F$  peut ainsi être chauffé dans l'échangeur de chaleur 104 à une température plus importante puisqu'il est refroidi dans le deuxième module de chaleur 132 par le flux de carburant  $Q$  avant sa sortie du référentiel turbomachine REF-M.

[0015] Dans une telle architecture, un deuxième échangeur de chaleur 142 peut également être ajouté sur la boucle de circulation 105 pour réchauffer le fluide caloporteur  $F$  dans le référentiel aéronef REF-A, permettant à ce dernier de transférer plus de calories au flux de carburant  $Q$  dans le premier module de chaleur 131.

[0016] Cependant, dans de telles configurations, la température du fluide caloporteur  $F$  dans la boucle de circulation 105 est toujours contrainte par la plage de variations prédéfinie, ce qui entraîne, comme décrit précédemment, l'utilisation de conduits de circulation lourds, encombrants et coûteux. De plus, il est nécessaire d'utiliser de longs conduits de circulation entre le référentiel aéronef REF-A et le référentiel turbomachine REF-M pour acheminer le fluide caloporteur  $F$ . Des conduits de circulation

longs induisent des pertes de charges et un encombrement important dans la structure de l'aéronef.

[0017] Une solution immédiate serait de réchauffer le flux de carburant Q jusqu'à la température d'injection via une boucle de circulation 105 montée uniquement dans le référentiel aéronef REF-A avant d'être acheminé vers le référentiel turbomachine REF-M. Cependant, les sources de chaleur importantes comme par exemple les gaz en sortie de turbine ou l'huile moteur par exemple, se trouvent principalement dans le référentiel turbomachine REF-M et permettent de réchauffer le flux de carburant Q de manière optimale et à moindre coût. Un réchauffage au moyen des sources chaudes uniquement présentes dans le référentiel aéronef REF-A n'est pas envisageable et entraînerait un système de conditionnement complexe.

[0018] L'invention vise ainsi à éliminer au moins certains de ces inconvénients en proposant un nouveau système de conditionnement de carburant permettant un chauffage qui soit efficace et fiable. Le système de conditionnement vise en particulier à limiter la masse et l'encombrement des conduits de circulation des fluides, tout en s'affranchissant des contraintes liées à une boucle de circulation d'un fluide caloporteur.

## **PRESENTATION DE L'INVENTION**

[0019] L'invention concerne un système de conditionnement de carburant configuré pour alimenter une turbomachine d'aéronef à partir de carburant issu d'un réservoir cryogénique, le système de conditionnement étant défini dans un référentiel aéronef et un référentiel turbomachine, distants l'un de l'autre, le réservoir cryogénique étant positionné dans le référentiel aéronef et la turbomachine étant positionnée dans le référentiel turbomachine, le système de conditionnement comprenant :

- un circuit de carburant relié en entrée au réservoir cryogénique et en sortie à la turbomachine, un flux de carburant circulant d'amont en aval dans le circuit de carburant,
- au moins une pompe mécanique montée dans le circuit de carburant dans le référentiel aéronef, la pompe mécanique étant configurée pour faire circuler le flux de carburant d'amont en aval dans le circuit de carburant,
- au moins un premier module de chaleur monté dans le référentiel aéronef en aval de la pompe mécanique, le premier module de chaleur étant configuré pour chauffer le flux de carburant jusqu'à une température de circulation,
- au moins un deuxième module de chaleur monté en aval du premier module de chaleur dans le référentiel turbomachine, le deuxième module de chaleur étant configuré pour chauffer le flux de carburant jusqu'à une température d'injection supérieure à la température de circulation.

[0020] Le système de conditionnement est remarquable en ce qu'il comprend :

- au moins une première boucle de circulation d'un premier fluide caloporteur montée dans le référentiel aéronef,
- au moins une deuxième boucle de circulation d'un deuxième fluide caloporteur montée dans le référentiel turbomachine, la première boucle de circulation et la deuxième boucle de circulation étant distinctes l'une de l'autre,
- au moins un premier échangeur de chaleur monté dans la première boucle de circulation, le premier échangeur de chaleur étant configuré pour chauffer le premier fluide caloporteur par prélèvement de calories d'au moins une source chaude appartenant au référentiel aéronef, le flux de carburant étant configuré pour être réchauffé, dans le premier module de chaleur, par le premier fluide caloporteur, et
- au moins un deuxième échangeur de chaleur monté dans la deuxième boucle de circulation, le deuxième échangeur de chaleur étant configuré pour chauffer le deuxième fluide caloporteur par prélèvement de calories d'au moins une source chaude appartenant au référentiel turbomachine, le flux de carburant étant configuré pour être réchauffé, dans le deuxième module de chaleur, par le deuxième fluide caloporteur.

[0021] Le système de conditionnement selon l'invention permet un chauffage du flux de carburant efficace en deux temps par deux boucles de circulation de deux fluides caloporteurs distinctes. Chaque fluide caloporteur est réchauffé localement par une ou plusieurs source(s) chaude(s) dédiée(s) positionnée(s) dans l'un des référentiels. Le chauffage de chaque fluide caloporteur est ainsi efficace et réalisé de manière indépendante. Deux boucles de circulation permettent également d'adapter le fluide caloporteur à l'environnement dans lequel il circule, ce qui permet d'optimiser chaque boucle de circulation de manière indépendante. Il est ainsi possible de ne pas se restreindre à un unique fluide caloporteur comme cela était le cas dans l'art antérieur. De plus, deux boucles de circulation de deux fluides caloporteurs distinctes permettent de s'affranchir d'une unique longue boucle de circulation d'un fluide caloporteur circulant dans toute la structure de l'aéronef, ce qui permet de limiter les pertes thermiques tout en minimisant un transfert thermique à la structure de l'aéronef.

[0022] De manière préférée, la première boucle de circulation du premier fluide caloporteur est montée uniquement dans le référentiel aéronef.

[0023] De manière préférée, la deuxième boucle de circulation du deuxième fluide caloporteur est montée uniquement dans le référentiel turbomachine.

[0024] Le système de conditionnement permet alors avantageusement de s'affranchir de longs conduits de circulation entre le référentiel aéronef et le référentiel turbomachine, ce qui permet de limiter la masse et l'encombrement du système de conditionnement en particulier dans la structure de l'aéronef, comme les ailes par exemple. Par ailleurs,

un tel système de conditionnement permet de limiter les pertes thermiques dans des conduits trop longs dues à l'acheminement d'un référentiel à un autre, comme cela était le cas dans l'art antérieur.

- [0025] De plus, grâce à l'invention, le réchauffage du fluide caloporteur n'est pas contraint par des températures maximales, puisque celui-ci ne circule plus dans la structure de l'aéronef entre les deux référentiels, comme cela était le cas dans l'art antérieur. Les sources chaudes peuvent ainsi être utilisées de manière optimale en chauffant le fluide caloporteur à des températures plus élevées, ce qui permet de chauffer également le flux de carburant à des températures plus élevées, permettant un chauffage efficace.
- [0026] Dans une forme de réalisation préférée, le premier fluide caloporteur étant configuré pour être réchauffé dans le premier échangeur de chaleur jusqu'à une première température, la première température du premier fluide caloporteur est comprise entre 0 et 200°C. La première température du premier fluide caloporteur peut ainsi être moins élevée que la température minimale de sortie du référentiel aéronef, contrairement au système de conditionnement de l'art antérieur, ce qui permet de transférer plus de calories et donc de réchauffer le flux de carburant de manière plus efficace.
- [0027] Dans une forme de réalisation, le deuxième fluide caloporteur étant configuré pour être réchauffé dans le deuxième échangeur de chaleur jusqu'à une première température, la première température du deuxième fluide caloporteur est comprise entre 75 et 400 °C. La deuxième température du deuxième fluide caloporteur peut ainsi être plus élevée que la température maximale de sortie du référentiel turbomachine, contrairement au système de conditionnement de l'art antérieur, ce qui permet de réchauffer le deuxième fluide caloporteur et donc le flux de carburant de manière plus efficace.
- [0028] Dans une première forme de réalisation, le premier fluide caloporteur et le deuxième fluide caloporteur sont différents, ce qui permet avantageusement l'utilisation d'un fluide caloporteur dédié pour chaque référentiel et adapté aux contraintes locales.
- [0029] Dans une deuxième forme de réalisation, le premier fluide caloporteur et le deuxième fluide caloporteur sont identiques.
- [0030] De manière préférée, le premier fluide caloporteur et le deuxième fluide caloporteur sont choisis parmi un gaz, un liquide ou un fluide à changement de phase.
- [0031] Dans une forme de réalisation, le système de conditionnement comprend une première pompe de recirculation montée sur la première boucle de circulation, la première pompe de recirculation étant configurée pour faire circuler le premier fluide caloporteur dans la première boucle de circulation.
- [0032] Dans une forme de réalisation, le système de conditionnement comprend une deuxième pompe de recirculation montée sur la deuxième boucle de circulation, la deuxième pompe de recirculation étant configurée pour faire circuler le deuxième

fluide caloporteur dans la deuxième boucle de circulation.

[0033] De manière préférée, le flux de carburant possédant une température de vaporisation, la température de circulation est supérieure ou égale à la température de vaporisation. Un préchauffage local en sortie du réservoir cryogénique jusqu'à une température supérieure à la température de vaporisation permet de s'assurer que le carburant est gazeux en sortie de l'échangeur de chaleur et donc en sortie du référentiel aéronef, minimisant le besoin d'isolation des conduits de circulation du carburant entre le réservoir et la turbomachine. En effet, les entrées thermiques sur cette section ne sont plus susceptibles de créer des instabilités hydrauliques de par le changement de phase du carburant cryogénique.

[0034] L'invention concerne également un aéronef comprenant un réservoir cryogénique, une turbomachine et un système de conditionnement tel que décrit précédemment alimentant la turbomachine d'aéronef à partir de carburant issu du réservoir cryogénique.

[0035] Enfin, l'invention porte sur un procédé d'alimentation en carburant d'une turbomachine d'aéronef à partir de carburant issu d'un réservoir cryogénique au moyen d'un système de conditionnement tel que décrit précédemment, le procédé comprenant les étapes consistant à :

- Préchauffer le flux de carburant jusqu'à une température de circulation dans le référentiel aéronef par un premier fluide caloporteur circulant dans une première boucle de circulation, et
- Réchauffer le flux de carburant jusqu'à une température d'injection dans le référentiel turbomachine par un deuxième fluide caloporteur circulant dans une deuxième boucle de circulation distincte de la première boucle de circulation.

## **PRESENTATION DES FIGURES**

[0036] L'invention sera mieux comprise à la lecture de la description qui va suivre, donnée à titre d'exemple, et se référant aux figures suivantes, données à titre d'exemples non limitatifs, dans lesquelles des références identiques sont données à des objets semblables.

[0037] La [Fig.1] est une représentation schématique d'un système de conditionnement selon une première forme de réalisation de l'art antérieur.

[0038] La [Fig.2] est une représentation schématique d'un système de conditionnement selon une deuxième forme de réalisation de l'art antérieur.

[0039] La [Fig.3] est une représentation schématique d'un système de conditionnement selon une forme de réalisation de l'invention.

[0040] Il faut noter que les figures exposent l'invention de manière détaillée pour mettre en œuvre l'invention, lesdites figures pouvant bien entendu servir à mieux définir

l'invention le cas échéant.

## **DESCRIPTION DETAILLEE DE L'INVENTION**

- [0041] En référence à la [Fig.3], il est représenté un système de conditionnement de carburant SC configuré pour alimenter une turbomachine M d'aéronef à partir de carburant Q issu d'un réservoir cryogénique R. La turbomachine M est configurée pour assurer la propulsion de l'aéronef, notamment, par entrainement d'au moins un organe propulsif (non représenté sur la [Fig.3]). Dans cet exemple, le carburant Q est de l'hydrogène liquide mais l'invention s'applique à d'autres types de carburant, par exemple, du méthane liquide ou du gaz naturel liquéfié.
- [0042] Dans cet exemple, le carburant Q dans le réservoir cryogénique R est stocké à une température  $T_r$  de l'ordre de  $-253$  à  $-251^\circ\text{C}$  (20 à 22 Kelvins). A cette température, le flux de carburant Q est liquide.
- [0043] Le système de conditionnement SC est défini dans un référentiel aéronef REF-A et un référentiel turbomachine REF-M distants l'un de l'autre, le réservoir cryogénique R étant positionné dans le référentiel aéronef REF-A et la turbomachine M étant positionnée dans le référentiel turbomachine REF-M.
- [0044] En référence à la [Fig.3], le système de conditionnement SC comprend un circuit de carburant 1 (trait continu sur la [Fig.2]) relié en entrée au réservoir cryogénique R et en sortie à la turbomachine M. Un flux de carburant Q circule d'amont en aval dans le circuit de carburant 1. Par la suite les termes « amont » et « aval » sont définis par rapport au sens de circulation du flux de carburant Q d'amont en aval.
- [0045] Selon un aspect de l'invention, le système de conditionnement SC comporte une pompe mécanique 2, de préférence haute pression. La pompe mécanique 2 est de préférence montée dans le circuit de carburant 1 dans le référentiel aéronef REF-A, c'est-à-dire au plus proche du réservoir cryogénique R.
- [0046] La pompe mécanique 2 est configurée pour faire circuler le flux de carburant Q d'amont en aval dans le circuit de carburant 1. La pompe mécanique 2 est configurée pour élever la pression du flux de carburant Q jusqu'à une pression, permettant l'injection de carburant dans la chambre de combustion de la turbomachine M. Dans cet exemple, la pression du flux de carburant Q en sortie de la pompe mécanique 2 est comprise entre 8 et 60 bars.
- [0047] Toujours en référence à la [Fig.3], le système de conditionnement SC comprend un premier module de chaleur 31 et un deuxième module de chaleur 32, configurés pour chauffer le flux de carburant Q.
- [0048] Le premier module de chaleur 31 est monté dans le circuit de carburant 1 en aval de la pompe mécanique 2, dans le référentiel aéronef REF-A. Le premier module de chaleur 31 est de préférence un échangeur de chaleur de type flux de carburant / fluide

caloporteur, comme cela sera décrit plus en détails par la suite. Dans cet exemple, le premier module de chaleur 31 est configuré pour chauffer le flux de carburant Q jusqu'à une température de circulation  $T_c$  supérieure ou égale à une température de vaporisation  $T_v$  du carburant, de manière à s'assurer que le flux de carburant Q est à l'état gazeux en sortie du premier module de chaleur 31, ce qui permet de s'affranchir de conduits de circulation cryogéniques dans le circuit de carburant 1 entre le référentiel aéronef REF-A et le référentiel turbomachine REF-M. Dans cet exemple, la température de circulation  $T_c$  est comprise entre  $-173.15$  et  $-73.15$  °C (100 et 200 K).

[0049] Le deuxième module de chaleur 32 est monté dans le circuit de carburant 1 en aval du premier module de chaleur 31, dans le référentiel turbomachine REF-M. Le deuxième module de chaleur 32 est de préférence un échangeur de chaleur de type flux de carburant / fluide caloporteur, comme cela sera décrit plus en détails par la suite. Le deuxième module de chaleur 32 est configuré pour chauffer le flux de carburant Q jusqu'à une température d'injection  $T_i$  supérieure à la température de circulation  $T_c$ . Dans cet exemple, la température d'injection  $T_i$  est comprise entre  $-73.15$  et  $126.85$  °C (200 et 400 K).

[0050] Ce document présente un système de conditionnement SC comprenant une seule pompe mécanique 2 montée sur le circuit de carburant 1 et deux modules de chaleur 31, 32, cependant il va de soi que le système de conditionnement SC peut tout aussi bien comprendre une pluralité de pompes mécaniques et/ou un nombre de modules de chaleur supérieur à deux. A titre d'exemple, chaque module de chaleur 31, 32 pourrait comprendre une pluralité d'échangeurs de chaleur successifs pour chauffer de manière progressive le flux de carburant Q, par exemple au moyen de différentes sources de chaleur.

[0051] Toujours en référence à la [Fig.3], pour permettre le réchauffage du flux de carburant Q dans le circuit de carburant 1, le système de conditionnement SC selon l'invention comprend une première boucle de circulation 41 d'un premier fluide caloporteur F1 et une deuxième boucle de circulation 42 d'un deuxième fluide caloporteur F2. Selon un aspect de l'invention, la première boucle de circulation 41 et la deuxième boucle de circulation 42 sont distinctes et indépendantes l'une de l'autre, ce qui permet de limiter l'ajout de conduits de circulation entre les deux référentiels, permettant de limiter la masse du système de conditionnement SC. Un gain de masse est un avantage important dans un contexte aéronautique qui vise à limiter la masse des aéronefs pour limiter leur consommation énergétique, ce qui contribue également à réduire l'impact environnemental des aéronefs.

[0052] Plus précisément, la première boucle de circulation 41 du premier fluide caloporteur F1 est montée dans le référentiel aéronef REF-A. De préférence, la première boucle de circulation 41 est montée uniquement dans le référentiel aéronef REF-A. Le premier

fluide caloporteur F1 est configuré pour circuler dans la première boucle de circulation 41 et pour réchauffer le flux de carburant Q dans le premier module de chaleur 31 au moyen de calories transférées par le premier fluide caloporteur F1.

- [0053] Selon un aspect de l'invention, le système de conditionnement SC comprend un premier échangeur de chaleur 51 monté dans la première boucle de circulation 41. Le premier échangeur de chaleur 51 est configuré pour chauffer le premier fluide caloporteur F1 au moyen de calories transférées par une ou plusieurs sources chaudes C1 appartenant au référentiel aéronef REF-A. Dans cet exemple, le premier fluide caloporteur F1 est configuré pour être chauffé dans le premier échangeur de chaleur 51 jusqu'à une première température T1A, la première température T1A du premier fluide caloporteur F1 étant comprise dans cet exemple entre 0 et 200 °C. La première boucle de circulation 41 étant montée uniquement dans le référentiel aéronef REF-A, le premier fluide caloporteur F1 peut être chauffé à une température plus élevée permettant d'optimiser l'utilisation des sources chaudes C1 présentes dans le référentiel aéronef REF-A. Les sources chaudes C1 présentes dans le référentiel aéronef REF-A sont par exemple l'air en sortie cabine, les rejets thermiques issus des composants électriques/électroniques à bord, un groupe auxiliaire de puissance (connu sous la désignation APU), un organe dédié de réchauffe, un générateur de gaz, les rejets thermiques issus d'une pile à combustible, une turbine à gaz auxiliaire, etc.
- [0054] Dans une forme de réalisation, la première boucle de circulation 41 comprend une première pompe de recirculation 61 configurée pour faire circuler le premier fluide caloporteur F1 dans la première boucle de circulation 41. De préférence, la première pompe de recirculation 61 est montée sur la première boucle de circulation 41 directement en amont du premier échangeur de chaleur 51.
- [0055] De manière analogue, la deuxième boucle de circulation 42 du deuxième fluide caloporteur F2 est montée dans le référentiel turbomachine REF-M. De préférence, la deuxième boucle de circulation 42 est montée uniquement dans le référentiel turbomachine REF-M. Le deuxième fluide caloporteur F2 est configuré pour circuler dans la deuxième boucle de circulation 42 et pour réchauffer le flux de carburant Q dans le deuxième module de chaleur 32 au moyen de calories transférées par le deuxième fluide caloporteur F2.
- [0056] Selon un aspect de l'invention, comme représenté sur la [Fig.3], le système de conditionnement SC comprend un deuxième échangeur de chaleur 52 monté dans la deuxième boucle de circulation 42. Le deuxième échangeur de chaleur 52 est configuré pour chauffer le deuxième fluide caloporteur F2 au moyen de calories transférées par une ou plusieurs sources chaudes C2 appartenant au référentiel turbomachine REF-M. Dans cet exemple, le deuxième fluide caloporteur F2 est configuré pour être chauffé dans le deuxième échangeur de chaleur 52 jusqu'à une première température T2A, la

première température T2A du deuxième fluide caloporteur F2 étant comprise dans cet exemple entre 75 et 400 °C. La deuxième boucle de circulation 42 étant montée uniquement dans le référentiel turbomachine REF-M, le deuxième fluide caloporteur F2 peut être chauffé à une température plus élevée permettant d'optimiser l'utilisation des sources chaudes C2 appartenant au référentiel aéronef REF-M. Les sources chaudes C2 présentes dans le référentiel turbomachine REF-M sont par exemple l'huile de refroidissement moteur, l'air ambiant, l'air chaud issu de la tuyère, un circuit de refroidissement des aubes de turbines, etc.

- [0057] Dans une forme de réalisation, la deuxième boucle de circulation 42 comprend une deuxième pompe de recirculation 62 configurée pour faire circuler le deuxième fluide caloporteur F2 dans la deuxième boucle de circulation 42. De préférence, la deuxième pompe de recirculation 62 est montée sur la deuxième boucle de circulation 42 directement en amont du deuxième échangeur de chaleur 52.
- [0058] Dans une première forme de réalisation, le premier fluide caloporteur F1 et le deuxième fluide caloporteur F2 sont différents, ce qui permet l'utilisation d'un fluide caloporteur F1, F2 dont les caractéristiques sont adaptées aux contraintes locales et donc optimales pour une circulation dans chaque référentiel REF-A, REF-M. De manière alternative, il va de soi que le premier fluide caloporteur F1 et le deuxième fluide caloporteur F2 peuvent être identiques.
- [0059] De manière préférée, le premier fluide caloporteur F1 et le deuxième fluide caloporteur F2 sont choisis parmi un gaz (azote, hélium, CO<sub>2</sub>, etc.), un liquide (huile thermique, eau, eau glycolée, etc.) ou un fluide à changement de phase.
- [0060] Deux boucles de circulation 41, 42 de fluides caloporteurs F1, F2 distinctes permettent un chauffage indépendant dans le référentiel aéronef REF-A et le référentiel turbomachine REF-M, ce qui permet de s'affranchir de longs conduits de circulation d'un fluide caloporteur entre les référentiels, comme cela était le cas dans l'art antérieur, ce qui permet un gain de masse important et un encombrement limité du système de conditionnement SC. Chaque fluide caloporteur F1, F2 peut également être chauffé sans qu'il ne soit nécessaire de se limiter à des plages de températures trop restreintes puisque chaque fluide caloporteur F1, F2 ne circule pas dans la structure de l'aéronef entre les deux référentiels. En particulier, grâce à l'invention, le flux de carburant Q peut être réchauffé facilement par un (ou différents) fluide(s) caloporteur(s) sans que celui-ci ne circule dans les ailes.
- [0061] Il est décrit un système de conditionnement SC comprenant uniquement une première boucle de circulation 41 montée dans le référentiel aéronef REF-A et une deuxième boucle de circulation 42 montée dans le référentiel turbomachine REF-M, cependant il va de soi que le système de conditionnement SC pourrait comprendre, dans une forme de réalisation alternative, une ou plusieurs boucle(s) de circulation in-

termédiaire(s) montée(s) dans le référentiel aéronef REF-A et/ou dans le référentiel turbomachine REF-M, voire même entre le référentiel aéronef REF-A et le référentiel turbomachine REF-M, par exemple dans la voilure de l'aéronef.

- [0062] De même, il est décrit un système de conditionnement SC comprenant un unique premier échangeur de chaleur 51 et un unique deuxième échangeur de chaleur 52, cependant il va de soi que le système de conditionnement SC peut tout aussi bien comprendre un nombre d'échangeurs de chaleur différents. En particulier, chaque échangeur de chaleur 51, 52 pourrait tout aussi bien comprendre une pluralité d'échangeurs de chaleurs successifs, de manière à réchauffer le fluide caloporteur F1, F2 progressivement par paliers. Une telle forme de réalisation permettrait également d'utiliser pour chaque échangeur de chaleur 51, 52 plusieurs sources de chaleur différentes.
- [0063] En outre, différents types de technologies peuvent être mis en œuvre dans les modules de chaleur 31, 32 et échangeur de chaleur 51, 52 à savoir, une technologie tubulaire, une technologie à plaques, une technologie à ailettes, etc.
- [0064] De même, les modules de chaleur 31, 32 et échangeurs de chaleur 51, 52 peuvent comprendre chacun des surfaces secondaires d'échanges thermiques, par exemple des rainures ou des ailettes, pour favoriser les échanges thermiques entre le fluide caloporteur F1, F2 et les sources chaudes C1, C2 et entre le fluide caloporteur F1, F2 et le flux de carburant Q.
- [0065] Il va dorénavant être décrit un procédé d'alimentation en carburant d'une turbomachine M d'aéronef à partir de carburant Q issu d'un réservoir cryogénique R au moyen d'un système de conditionnement SC tel que décrit précédemment, toujours en référence à la [Fig.3]. Le flux de carburant Q circule d'amont en aval dans le circuit de carburant 1 grâce à la pompe mécanique 2.
- [0066] Au préalable, dans cet exemple, le premier fluide caloporteur F1 circule dans la première boucle de circulation 41 grâce à la première pompe de recirculation 61. Le premier fluide caloporteur F1 est alors chauffé, dans une étape E1, dans le premier échangeur de chaleur 51 au moyen de calories transférées par une ou plusieurs source(s) chaude(s) C1 appartenant au référentiel aéronef REF-A. Dans cet exemple, le premier fluide caloporteur F1 est chauffé dans la première boucle de circulation 41 jusqu'à une première température T1A comprise entre 0 et 200 °C.
- [0067] En parallèle, le deuxième fluide caloporteur F2 circule dans la deuxième boucle de circulation 42 grâce à la deuxième pompe de recirculation 62. Le deuxième fluide caloporteur F2 est alors chauffé, dans une étape E2, dans le deuxième échangeur de chaleur 52 au moyen de calories transférées par une ou plusieurs source(s) chaude(s) C2 appartenant au référentiel turbomachine REF-M. Dans cet exemple, le deuxième fluide caloporteur F2 est chauffé dans la deuxième boucle de circulation 42 jusqu'à

une première température T2A comprise entre 75 et 400 °C. De préférence, les étapes E1 et E2 sont réalisées simultanément dans la première boucle de circulation 41 et dans la deuxième boucle de circulation 42.

[0068] Dans une étape E3, le flux de carburant Q traverse le premier module de chaleur 31 dans le référentiel aéronef REF-A. Le flux de carburant Q est alors réchauffé dans le premier module de chaleur 31 au moyen de calories transférées par le premier fluide caloporteur F1 préalablement réchauffé dans le premier échangeur de chaleur 51 dans la première boucle de circulation 41. Dans cet exemple, le flux de carburant Q est réchauffé jusqu'à une température de circulation Tc comprise entre -173,15 et -73,15 °C. Le premier fluide caloporteur F1 qui transfère ses calories au flux de carburant Q est alors refroidi dans le premier module de chaleur 31 jusqu'à une deuxième température T1B, dans cet exemple, comprise entre -50 et 50 °C.

[0069] Le flux de carburant Q circulant dans le circuit de carburant 1, est ensuite acheminé depuis le référentiel aéronef REF-A vers le référentiel turbomachine REF-M, où il traverse, dans une étape E4, le deuxième module de chaleur 32 dans le référentiel turbomachine REF-M. Le flux de carburant Q est alors réchauffé dans le deuxième module de chaleur 32 au moyen de calories transférées par le deuxième fluide caloporteur F2 préalablement réchauffé dans le deuxième échangeur de chaleur 52 dans la deuxième boucle de circulation 42. Dans cet exemple, le flux de carburant Q est réchauffé jusqu'à une température d'injection Ti comprise entre -73,15 et 126,85 °C. Le deuxième fluide caloporteur F2 qui transfère ses calories au flux de carburant Q est alors refroidi dans le deuxième module de chaleur 32 jusqu'à une deuxième température T2B, dans cet exemple, comprise entre -25 et 75 °C.

[0070] Le flux de carburant est ainsi avantageusement réchauffé en deux temps dans le référentiel aéronef puis dans le référentiel turbomachine, au moyen de deux fluides caloporteurs circulant dans deux boucles de circulation distinctes. Chaque boucle de circulation est montée uniquement dans l'un des référentiels, permettant de s'affranchir de l'installation de conduits de circulation entre les deux référentiels.

## Revendications

[Revendication 1]

Système de conditionnement (SC) de carburant configuré pour alimenter une turbomachine (M) d'aéronef à partir de carburant (Q) issu d'un réservoir cryogénique (R), le système de conditionnement (SC) étant défini dans un référentiel aéronef (REF-A) et un référentiel turbomachine (REF-M) distants l'un de l'autre, le réservoir cryogénique (R) étant positionné dans le référentiel aéronef (REF-A) et la turbomachine (M) étant positionnée dans le référentiel turbomachine (REF-M), le système de conditionnement (SC) comprenant :

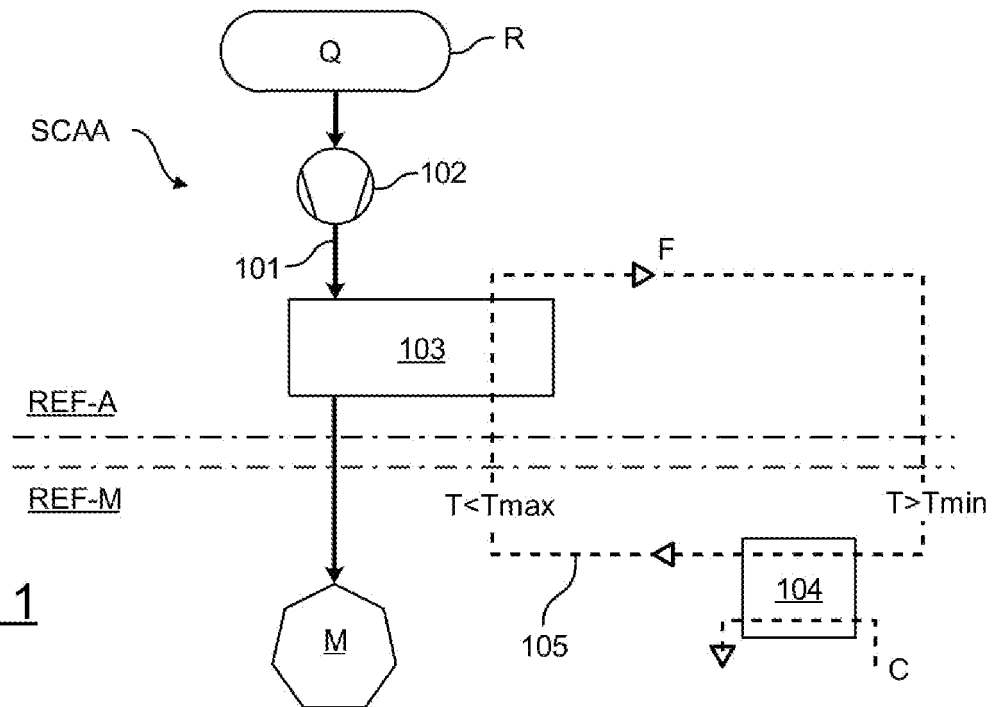
- un circuit de carburant (1) relié en entrée au réservoir cryogénique (R) et en sortie à la turbomachine (M), un flux de carburant (Q) circulant d'amont en aval dans le circuit de carburant (1),
- au moins une pompe mécanique (2) montée dans le circuit de carburant (1) dans le référentiel aéronef (REF-A), la pompe mécanique (2) étant configurée pour faire circuler le flux de carburant (Q) d'amont en aval dans le circuit de carburant (1),
- au moins un premier module de chaleur (31) monté dans le référentiel aéronef (REF-A) en aval de la pompe mécanique (2), le premier module de chaleur (31) étant configuré pour chauffer le flux de carburant (Q) jusqu'à une température de circulation ( $T_c$ ),
- au moins un deuxième module de chaleur (32) monté en aval du premier module de chaleur (31) dans le référentiel turbomachine (REF-M), le deuxième module de chaleur (32) étant configuré pour chauffer le flux de carburant (Q) jusqu'à une température d'injection ( $T_i$ ) supérieure à la température de circulation ( $T_c$ ),
- système de conditionnement (SC) caractérisé en ce qu'il comprend :
  - au moins une première boucle de circulation (41) d'un premier fluide caloporteur (F1) montée dans le référentiel aéronef (REF-A),
  - au moins une deuxième boucle de circulation (42) d'un deuxième fluide caloporteur (F2) montée dans le référentiel turbomachine (REF-M), la première boucle de circulation (41) et la deuxième boucle de

- circulation (42) étant distinctes l'une de l'autre,
- au moins un premier échangeur de chaleur (51) monté dans la première boucle de circulation (41), le premier échangeur de chaleur (51) étant configuré pour chauffer le premier fluide caloporteur (F1) par prélèvement de calories d'au moins une source chaude (C1) appartenant au référentiel aéronef (REF-A), le flux de carburant (Q) étant configuré pour être réchauffé, dans le premier module de chaleur (31), par le premier fluide caloporteur (F1), et
  - au moins un deuxième échangeur de chaleur (52) monté dans la deuxième boucle de circulation (42), le deuxième échangeur de chaleur (52) étant configuré pour chauffer le deuxième fluide caloporteur (F2) par prélèvement de calories d'au moins une source chaude (C2) appartenant au référentiel turbomachine (REF-M), le flux de carburant (Q) étant configuré pour être réchauffé, dans le deuxième module de chaleur (32), par le deuxième fluide caloporteur (F2).

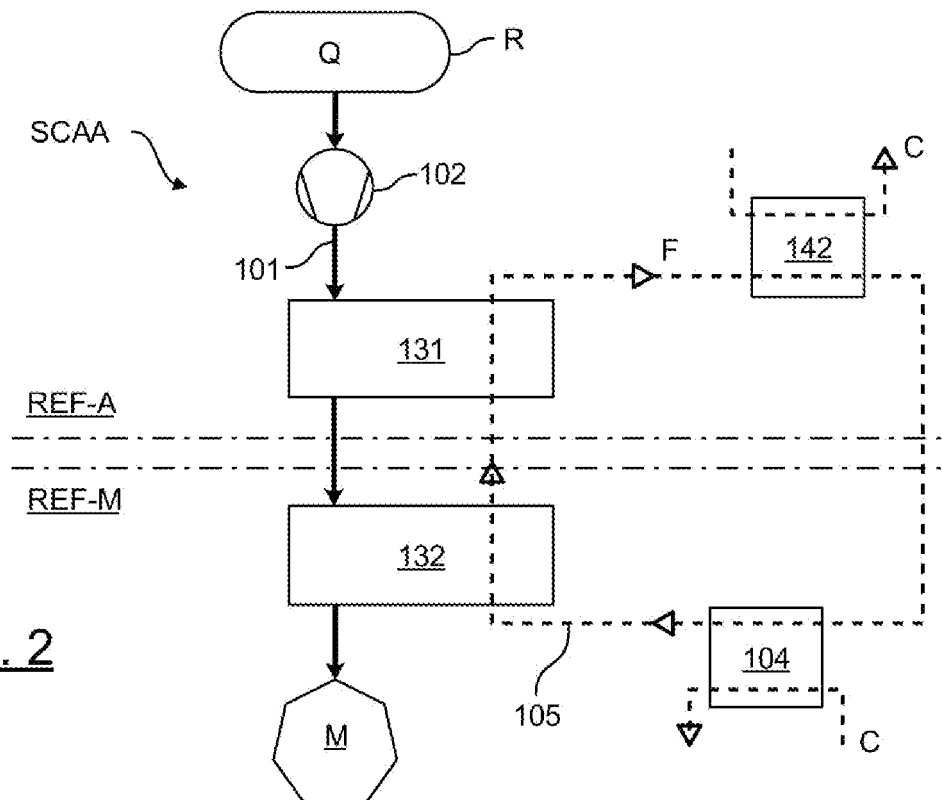
- [Revendication 2] Système de conditionnement (SC) selon la revendication 1, dans lequel le premier fluide caloporteur (F1) étant configuré pour être réchauffé dans le premier échangeur de chaleur (51) jusqu'à une première température (T1A), la première température (T1A) du premier fluide caloporteur (F1) est comprise entre 0 et 200 °C.
- [Revendication 3] Système de conditionnement (SC) selon l'une des revendications 1 à 2, dans lequel le deuxième fluide caloporteur (F2) étant configuré pour être réchauffé dans le deuxième échangeur de chaleur (52) jusqu'à une première température (T2A), la première température (T2A) du deuxième fluide caloporteur (F2) est comprise entre 75 et 400 °C.
- [Revendication 4] Système de conditionnement (SC) selon l'une des revendications 1 à 3, dans lequel le premier fluide caloporteur (F1) et le deuxième fluide caloporteur (F2) sont différents.
- [Revendication 5] Système de conditionnement (SC) selon l'une des revendications 1 à 4, dans lequel le premier fluide caloporteur (F1) et le deuxième fluide caloporteur (F2) sont choisis parmi un gaz (azote, hélium, CO<sub>2</sub>, etc.), un liquide (huile thermique, eau, eau glycolée, etc.) ou un fluide à

- changement de phase.
- [Revendication 6] Système de conditionnement (SC) selon l'une des revendications 1 à 5, comprenant une première pompe de recirculation (61) montée sur la première boucle de circulation (41), la première pompe de recirculation (61) étant configurée pour faire circuler le premier fluide caloporteur (F1) dans la première boucle de circulation (41).
- [Revendication 7] Système de conditionnement (SC) selon l'une des revendications 1 à 6, comprenant une deuxième pompe de recirculation (62) montée sur la deuxième boucle de circulation (42), la deuxième pompe de recirculation (62) étant configurée pour faire circuler le deuxième fluide caloporteur (F2) dans la deuxième boucle de circulation (42).
- [Revendication 8] Système de conditionnement (SC) selon l'une des revendications 1 à 7, dans lequel le flux de carburant (Q) possédant une température de vaporisation ( $T_v$ ), la température de circulation ( $T_c$ ) est supérieure ou égale à la température de vaporisation ( $T_v$ ).
- [Revendication 9] Aéronef comprenant un réservoir cryogénique (R), une turbomachine (M) et un système de conditionnement (SC) selon l'une des revendications 1 à 8 alimentant la turbomachine (M) d'aéronef à partir de carburant (Q) issu du réservoir cryogénique (R).
- [Revendication 10] Procédé d'alimentation en carburant d'une turbomachine (M) d'aéronef à partir de carburant (Q) issu d'un réservoir cryogénique (R) au moyen d'un système de conditionnement (SC) selon l'une des revendications 1 à 8, le procédé comprenant les étapes consistant à :
- Préchauffer le flux de carburant (Q) jusqu'à une température de circulation ( $T_c$ ) dans le référentiel aéronef (REF-A) par un premier fluide caloporteur (F1) circulant dans une première boucle de circulation (41), et
  - Réchauffer le flux de carburant (Q) jusqu'à une température d'injection ( $T_i$ ) dans le référentiel turbomachine (REF-M) par un deuxième fluide caloporteur (F2) circulant dans une deuxième boucle de circulation (42) distincte de la première boucle de circulation (41).

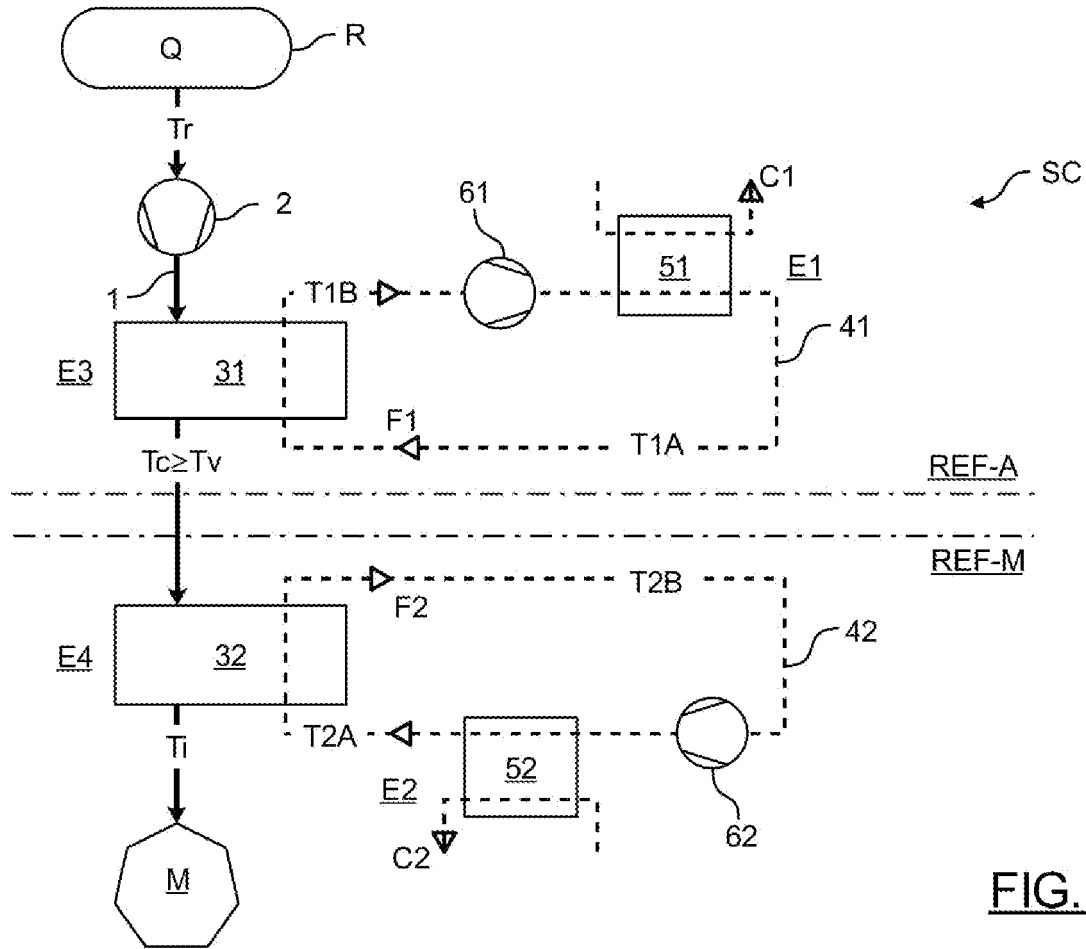
[Fig. 1]

**FIG. 1**

[Fig. 2]

**FIG. 2**

[Fig. 3]

FIG. 3

**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement  
national

établi sur la base des dernières revendications  
déposées avant le commencement de la recherche

**FA 910853**  
**FR 2210590**

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 2021/340908 A1 (BOUCHER AMANDA J L [US] ET AL) 4 novembre 2021 (2021-11-04) * figures 1-4 * * alinéas [0001] - [0023], [0030] - [0054] *	1-10	F02C7/224
E	EP 4 144 970 A2 (PRATT & WHITNEY CANADA [CA]) 8 mars 2023 (2023-03-08) * figures 1-6 * * alinéas [0001] - [0015], [0019] - [0046] *	1, 4-10	
E	EP 4 089 271 A1 (RAYTHEON TECH CORP [US]) 16 novembre 2022 (2022-11-16) * figures 1-3 * * alinéas [0001] - [0023], [0026] - [0048] *	1, 4-7, 9, 10	
E	EP 4 116 556 A1 (RAYTHEON TECH CORP [US]) 11 janvier 2023 (2023-01-11) * figures 1-13 * * alinéas [0001] - [0023], [0026] - [0104] *	1, 4-7, 9, 10	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)  F02C F25D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
26 mai 2023		Rakotonanahary, S	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention	
X : particulièrement pertinent à lui seul		E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure.	
Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie		D : cité dans la demande	
A : arrière-plan technologique		L : cité pour d'autres raisons	
O : divulgation non-écrite		.....	
P : document intercalaire		& : membre de la même famille, document correspondant	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2210590 FA 910853**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.  
Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **26-05-2023**  
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
<b>US 2021340908 A1</b>	<b>04-11-2021</b>	<b>EP 3904658 A1</b>	<b>03-11-2021</b>
		<b>US 2021340908 A1</b>	<b>04-11-2021</b>
		<b>US 2023128287 A1</b>	<b>27-04-2023</b>
-----			
<b>EP 4144970 A2</b>	<b>08-03-2023</b>	<b>CA 3170490 A1</b>	<b>14-02-2023</b>
		<b>CN 115898647 A</b>	<b>04-04-2023</b>
		<b>EP 4144970 A2</b>	<b>08-03-2023</b>
		<b>US 2023045911 A1</b>	<b>16-02-2023</b>
-----			
<b>EP 4089271 A1</b>	<b>16-11-2022</b>	<b>EP 4089271 A1</b>	<b>16-11-2022</b>
		<b>US 2022364513 A1</b>	<b>17-11-2022</b>
-----			
<b>EP 4116556 A1</b>	<b>11-01-2023</b>	<b>EP 4116556 A1</b>	<b>11-01-2023</b>
		<b>US 2023011956 A1</b>	<b>12-01-2023</b>
-----			