

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①① N° de publication :

3 128 247

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②① N° d'enregistrement national :

21 10985

⑤① Int Cl⁸ : F 02 C 6/18 (2020.12), F 02 C 7/141

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②② Date de dépôt : 15.10.21.

③③ Priorité :

④③ Date de mise à la disposition du public de la
demande : 21.04.23 Bulletin 23/16.

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

⑥③ Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

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

⑦② Inventeur(s) : GIANNAKAKIS Panagiotis, RIERA Wil-
liam Henri Joseph et MAALOUF Samer.

⑦③ Titulaire(s) : SAFRAN Société anonyme.

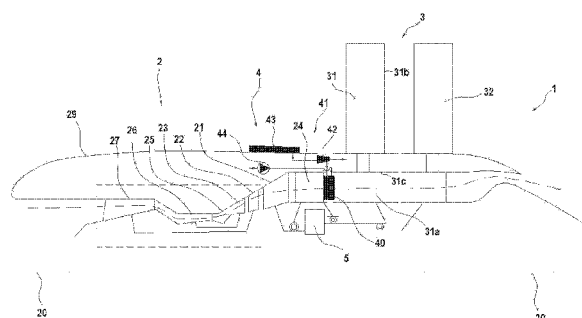
⑦④ Mandataire(s) : Cabinet Beau de Loménie - 02.

⑤④ Système propulsif avec refroidissement du flux primaire.

⑤⑦ Système propulsif avec refroidissement du flux pri-
maire

Système propulsif (1) comprenant une turbomachine (2), un module propulsif (3), et un système de récupération d'énergie (4), la turbomachine (2) étant configurée pour être traversée par un flux primaire, le module propulsif (3) étant entraîné par la turbomachine (2), le système de récupération d'énergie (4) comprenant un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40) et un ou plusieurs modules de récupération (41), le système de récupération d'énergie (4) étant configuré pour faire circuler un ou plusieurs fluides dans les un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40), les un ou plusieurs modules de récupération (41) étant configuré(s) pour recevoir le(s) fluide(s) des un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40) et pour utiliser le(s) fluide(s), au moins un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40) étant monté sur un carter d'échappement (24) d'une turbine (21) de la turbomachine (2) de manière à être balayé par le flux primaire.

Figure pour l'abrégé : Fig. 2



FR 3 128 247 - A1



Description

Titre de l'invention : Système propulsif avec refroidissement du flux primaire

Domaine technique

[0001] Le présent exposé concerne un système de récupération de chaleur pour un système propulsif, notamment pour un système propulsif d'aéronef.

Technique antérieure

[0002] La demande de brevet français n° FR3101614 divulgue un aéronef comprenant un système propulsif, comprenant un premier module propulsif, un premier turbomoteur configuré pour entraîner le premier module propulsif, un deuxième module propulsif, et un deuxième turbomoteur configuré pour entraîner le deuxième module propulsif. Le fuselage s'étend entre une partie avant de l'aéronef, où se trouve le nez de l'aéronef, et une partie arrière de l'aéronef, où le fuselage se divise en deux pointes s'étendant vers l'arrière. Le premier module propulsif est disposé sur une extrémité arrière de l'une des pointes arrière, et le deuxième module propulsif est disposé sur une extrémité arrière de l'autre des pointes arrière. Lors du vol, l'extérieur de l'aéronef génère une « couche limite » d'air qui est en contact avec l'extérieur de l'aéronef et entraînée par l'extérieur de l'aéronef par rapport au reste de l'air ambiant. L'épaisseur de la couche limite, mesurée perpendiculairement à l'extérieur de l'aéronef, devient plus importante en allant dans le sens d'écoulement de l'air autour de l'aéronef. Ainsi, la disposition d'un module propulsif au niveau de la partie arrière du fuselage permet à l'épaisseur de la couche limite de croître tout le long du fuselage avant d'arriver au module propulsif, qui ingère de l'air depuis la couche limite. L'ingestion d'air par le module propulsif depuis la couche limite permet d'améliorer le rendement propulsif du module propulsif.

[0003] Toutefois, du fait de cette configuration, une zone de forte sous-pression peut être générée entre les pointes lors du mouvement de l'aéronef. Cette zone de forte sous-pression peut perturber le fonctionnement des modules propulsifs, dégradant ainsi leurs performances. Alors, la demande de brevet français n° FR3107308 divulgue un système de soufflage permettant d'augmenter la pression dans cette zone.

[0004] Pour des raisons d'équilibre et d'efficacité, il est souhaitable de disposer la/les appareil(s) entraînant le(s) module(s) propulsif(s) vers le centre de gravité de l'aéronef par rapport au(x) module(s) propulsif(s). Lorsqu'un module propulsif est du type « propulseur », c'est-à-dire disposé vers l'arrière de l'aéronef par rapport à l'appareil qui l'entraîne (p. ex. une turbomachine), on risque d'exposer le module propulsif aux gaz de combustion générés par l'appareil entraîneur. Alors, la demande de brevet

français n° FR3107307 divulgue un système propulsif comprenant une turbomachine, un module propulsif configuré pour être traversé par des gaz de combustion qui s'échappent de la turbomachine, et un système de récupération d'énergie configuré pour récupérer, en amont de la soufflante, de la chaleur des gaz de combustion qui s'échappe de la turbomachine. Cette configuration permet, entre autres, de réduire les températures des gaz de combustion traversant le module propulsif, et de satisfaire au moins partiellement aux besoins énergiques de l'aéronef en dehors du système propulsif. Le système de récupération d'énergie comprend au moins un évaporateur dont au moins une surface d'échange thermique est configurée pour être balayée par des gaz de combustion qui s'échappent de la turbomachine.

Exposé de l'invention

- [0005] La performance, en termes de la quantité utile d'énergie récupérée, et en termes de la réduction des températures des gaz de combustion, dépend notamment de la qualité d'échange thermique réalisé par le système de récupération avec les gaz de combustion au sein du système propulsif. Les inventeurs ont constaté qu'il y a alors intérêt à assurer un échange thermique efficace avec les gaz de combustion et le système de récupération d'énergie. Le présent exposé vise ainsi à améliorer l'échange thermique entre les gaz de combustion et le fluide dans l'échangeur de chaleur d'un système de récupération d'énergie, et propose ainsi un système propulsif comprenant une turbomachine, un module propulsif, et un système de récupération d'énergie. La turbomachine est configurée pour être traversée par un flux primaire. Le module propulsif est entraîné par la turbomachine. Le système de récupération d'énergie comprend un ou plusieurs échangeurs de chaleur et un ou plusieurs modules de récupération. Le système de récupération d'énergie est configuré pour faire circuler un ou plusieurs fluides dans les un ou plusieurs échangeurs de chaleur. Les un ou plusieurs modules de récupération sont configuré(s) pour recevoir le(s) fluide(s) des un ou plusieurs échangeurs de chaleur et pour utiliser le(s) fluide(s). Au moins un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur est monté sur un carter d'échappement d'une turbine de la turbomachine de manière à être balayé par le flux primaire.
- [0006] Ainsi, le système de récupération est configuré de manière à réaliser un échange thermique au niveau de la sortie de la turbomachine. Cette architecture permet de rendre le système propulsif relativement compact, et de disposer l'échangeur de chaleur de manière à réaliser l'échange thermique au milieu du flux primaire, et non simplement au niveau d'une paroi d'un conduit dans lequel coule le flux primaire, ou bien à travers le flux primaire (perpendiculairement au sens d'écoulement du flux primaire).
- [0007] On entend par « utiliser » le(s) fluide(s), que le module de récupération reçoit le

fluide, et extrait de l'énergie contenue dans ledit fluide, ou bien rend accessible de l'énergie contenue dans le fluide. A titre d'exemple, l'utilisation peut comprendre un transfert d'énergie thermique depuis le fluide reçu vers un autre objet, voire un autre fluide. Lorsque le fluide est un carburant qui est chauffé par l'échangeur de chaleur, l'utilisation du fluide peut comprendre l'acheminement du carburant chauffé vers un site de combustion (p. ex. l'injection du carburant dans la chambre de combustion de la turbomachine du système propulsif). Lorsque le fluide est un fluide de travail comprimé (p. ex. du fluide caloporteur à titre non-limitatif), l'utilisation du fluide peut comprendre la détente du fluide dans une turbine.

- [0008] On entend par « carter d'échappement » un composant servant à recevoir le gaz d'échappement sortant de cette turbine. Un tel composant est typiquement désigné en anglais par le terme « turbine rear frame », et comprend une partie centrale, typiquement désignée « moyeu », liée à une partie périphérique, typiquement désignée « carter », par des bras structuraux, de manière à créer un passage fluide annulaire (nonobstant les bras structuraux) dans lequel peut couler le gaz d'échappement reçu depuis la turbine. Par souci de clarté, le terme « partie centrale » désigne le moyeu du carter d'échappement, et le terme « partie périphérique » désigne le carter du carter d'échappement.
- [0009] Un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur peut être au moins partiellement disposé entre une entrée et une sortie du carter d'échappement.
- [0010] Ainsi, on peut limiter l'encombrement additionnel du système propulsif dû à l'ajout dudit échangeur de chaleur.
- [0011] En alternative ou en complément, un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur peut être fixé sur la sortie du carter d'échappement.
- [0012] Ainsi, la surface d'échange thermique dudit échangeur de chaleur n'est pas réduite ou interrompue par la structure du carter d'échappement.
- [0013] On comprend par une « entrée » d'un carter d'échappement une surface géométrique définie par les bords du carter d'échappement traversés en premier par le gaz d'échappement sortant de la turbine supportée par le carter d'échappement. A titre d'exemple, la surface géométrique peut être définie par l'ensemble des bords des bras structuraux du carter d'échappement les plus près de ladite turbine.
- [0014] On comprend par une « sortie » d'un carter d'échappement une surface géométrique définie par les bords du carter d'échappement traversés en dernier par le gaz d'échappement reçu depuis la turbine supportée par le carter d'échappement. A titre d'exemple, la surface géométrique peut être définie par l'ensemble des bords des bras structuraux du carter d'échappement les plus éloignés de ladite turbine.
- [0015] L'au moins un échangeur de chaleur monté sur le carter d'échappement peut comprendre un distributeur, disposé à une première distance radiale par rapport à un

axe de rotation de la turbine de la turbomachine, un collecteur, disposé à une deuxième distance radiale par rapport à l'axe de rotation de la turbine de la turbomachine, et des tubes configurés pour permettre l'écoulement d'un parmi les un ou plusieurs fluides entre le distributeur et le collecteur.

- [0016] Le fluide peut être acheminé dans le flux primaire selon une direction ayant une composante radiale non nulle par rapport à l'axe de rotation de la turbine de la turbomachine.
- [0017] Les tubes peuvent être disposés radialement autour de l'axe de rotation de la turbine de la turbomachine, ou en spirale autour de l'axe de rotation de la turbine de la turbomachine.
- [0018] Le distributeur et le collecteur peuvent chacun être de forme annulaire. Ils peuvent être disposés co-axialement avec l'axe de rotation de la turbine de la turbomachine.
- [0019] L'échange thermique peut être réalisé tout autour de l'axe de rotation de la turbine de la turbomachine.
- [0020] Le module propulsif peut être disposé de manière à être traversé par le flux primaire sortant des un ou plusieurs échangeurs de chaleur.
- [0021] Le module propulsif peut comprendre un rotor dont des pieds de pale sont disposés autour d'un axe de rotation du rotor, et dont des corps de pale s'étendent radialement par rapport à l'axe de rotation du rotor depuis les pieds de pale. Le flux primaire peut traverser le module propulsif au niveau des pieds de pale. Le module propulsif peut être configuré pour être traversé par un flux secondaire. Le flux secondaire peut contourner une chambre de combustion de la turbomachine. Le flux secondaire peut traverser le module propulsif au niveau des corps de pale. Le rotor peut comprendre une enveloppe annulaire séparant les corps de pale des pieds de pale, et séparant le flux primaire du flux secondaire lors de sa traversée du rotor.
- [0022] L'échangeur de chaleur peut permettre de refroidir le flux primaire, depuis des températures atteintes lors de son passage dans la turbomachine, jusqu'à des températures compatibles avec des matières utilisées dans le module propulsif. La réduction de température du flux primaire peut permettre l'utilisation des matières composites dans le module propulsif qui seraient sinon incompatibles avec les températures du flux primaire rejeté par la turbomachine.
- [0023] Un parmi les un ou plusieurs fluides peut être du carburant. Le système de récupération d'énergie peut être configuré pour acheminer le carburant, à température cryogénique, vers un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur afin de chauffer le carburant. Un parmi les un ou plusieurs modules de récupération peut être configuré pour acheminer le carburant, ainsi chauffé, vers une chambre de combustion de la turbomachine.
- [0024] Le système de récupération d'énergie peut être configuré pour utiliser la chaleur du

flux primaire pour réchauffer le carburant depuis une température qui peut être incompatible avec la combustion du carburant dans la chambre de combustion de la turbomachine, voire cryogénique, à une température compatible avec une telle finalité. Cette configuration peut permettre de limiter ou même d'éviter complètement la combustion d'une partie du carburant pour réchauffer le reste du carburant à des températures utiles pour la propulsion.

- [0025] On entend par « cryogénique » une température inférieure à 150 K (Kelvin).
- [0026] Le système de récupération d'énergie peut comprendre une pompe, configurée pour pomper un parmi les un ou plusieurs fluides dans un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur. L'un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur peut servir d'évaporateur dudit fluide. Un parmi les un ou plusieurs modules de récupération peut comprendre une turbine configurée pour détendre le fluide évaporé par ledit échangeur de chaleur. Le système de récupération d'énergie peut comprendre un condenseur configuré pour refroidir le fluide détendu par la turbine du module de récupération. La pompe peut être configurée pour recevoir le fluide refroidi par le condenseur.
- [0027] On peut utiliser la chaleur du flux primaire rejeté par la turbomachine pour générer de l'énergie électrique et/ou mécanique par le biais d'un cycle thermique. A titre d'exemple, le cycle peut être de type Rankine.
- [0028] Le condenseur peut comprendre une plaque d'échange sur laquelle sont formés, d'un côté, des canaux, et de l'autre côté, des ailettes, de manière à ce que l'intérieur des canaux soit séparé des ailettes par la plaque d'échange. Les canaux peuvent être reliés à la turbine du module de récupération.
- [0029] Une telle construction peut permettre de réaliser un échange thermique avec de l'air ambiant, par exemple.
- [0030] Le présent exposé vise également un aéronef comprenant au moins un système propulsif tel que décrit précédemment.
- [0031] La turbine du module de récupération et/ou la pompe peu(ven)t être disposée(s) entre la turbomachine et une surface externe de l'aéronef.
- [0032] Une telle construction peut permettre de limiter l'encombrement de l'aéronef par le système de récupération.

Brève description des dessins

- [0033] Le présent exposé peut être mieux compris en considérant la description détaillée suivante des aspects de l'exposé à la lumière des figures, dans laquelle :
- [0034] La [Fig.1] représente un aéronef avec un fuselage en double pointe arrière et deux soufflantes.
- [0035] La [Fig.2] représente une vue en coupe partielle d'un système propulsif.

- [0036] La [Fig.3] représente une vue schématique d'un système de récupération d'énergie visible en [Fig.2].
- [0037] La [Fig.4] représente une vue schématique d'un échangeur de chaleur visible en [Fig.2].
- [0038] La [Fig.5] représente une vue de l'échangeur de chaleur visible en [Fig.2], selon un axe de rotation d'une turbine d'une turbomachine du système propulsif.
- [0039] La [Fig.6] représente une vue en coupe de l'échangeur de chaleur visible en [Fig.5] selon VI-VI.
- [0040] La [Fig.7] représente une vue détaillée des tubes visibles en [Fig.6].
- [0041] La [Fig.8] représente une disposition des tubes en ligne pour l'échangeur de chaleur visible en [Fig.5].
- [0042] La [Fig.9] représente une forme elliptique des tubes pour l'échangeur de chaleur visible en [Fig.5].
- [0043] La [Fig.10] représente une vue en coupe partielle d'un échangeur de chaleur montrant les sens d'écoulement dans un échangeur de chaleur tel que visible en [Fig.2].
- .
- [0044] La [Fig.11] représente une vue schématique d'un condenseur visible en [Fig.2].
- [0045] La [Fig.12] représente une vue en coupe du condenseur visible en [Fig.11] selon XII-XII.
- [0046] La [Fig.13] représente une vue en coupe du condenseur visible en [Fig.11] selon XIII-XIII.
- [0047] La [Fig.14] représente une vue en coupe partielle d'un système propulsif, dont un échangeur de chaleur du système de récupération d'énergie est disposé au moins partiellement entre l'entrée et la sortie d'un carter d'échappement d'une turbine de la turbomachine.
- [0048] La [Fig.15] représente une vue de l'échangeur de chaleur visible en [Fig.14] selon l'axe de rotation de la turbine de la turbomachine.
- [0049] La [Fig.16] représente une vue en coupe partielle de l'échangeur de chaleur visible en [Fig.15] selon XVI-XVI.
- [0050] La [Fig.17] représente une vue en coupe partielle d'un système propulsif dont le système de récupération d'énergie est configuré pour réchauffer du carburant pour la turbomachine.
- [0051] La [Fig.18] représente une vue schématique d'un système propulsif dont le système de récupération d'énergie est configuré pour réchauffer du carburant pour la turbomachine et pour convertir de l'énergie thermique du flux primaire en énergie mécanique et/ou électrique.

Description des modes de réalisation

- [0052] D'autres caractéristiques et avantages de l'objet du présent exposé ressortiront de la description suivante de modes de réalisation, donnés à titre d'exemples non limitatifs, en référence aux figures annexées.
- [0053] Des numéros/symboles de référence identiques désignent des éléments/caractéristiques équivalent(e)s.
- [0054] On voit, en [Fig.1], un aéronef 10 tel que représenté dans les demandes de brevet publiées FR3101614, FR3107308 et FR3107307. Il s'agit d'un aéronef à double pointe arrière, à un ou plusieurs systèmes propulsifs 100 comprenant chacun un ou plusieurs modules propulsifs 300 et une ou plusieurs turbomachines 200 entraînant le(s) module(s) propulsif(s) 300. A titre facultatif, l'aéronef peut comprendre un système de soufflage, tel que détaillé au FR3107308.
- [0055] Les modules propulsifs 300 sont entraînés par une ou plusieurs turbomachines 2. En l'occurrence, l'aéronef 10 comprend deux turbomachines 2 disposées à l'intérieur du fuselage 12 de l'aéronef, on ne voit alors qu'une entrée d'air 28 qui peut être formée dans le fuselage 12. A titre facultatif, la disposition d'une/des turbomachine(s), la/les liaison(s) entre un/des module(s) propulsif(s) et la/les turbomachine(s) ou les deux peu(ven)t être identique(s) à ceux détaillés au FR3101614. Toutefois, comme on le voit en [Fig.2], il est également envisagé de disposer le système propulsif à l'extérieur du fuselage, et/ou sur le voilage de l'aéronef.
- [0056] On voit, en [Fig.2], une vue en coupe partielle d'un système propulsif 1 d'un aéronef. Le système propulsif 1 comprend une turbomachine 2 et un module propulsif 3 entraîné par la turbomachine. En l'occurrence, il s'agit d'un système propulsif de type « open rotor pusher », c'est-à-dire avec une architecture « propulseur » et un module propulsif de type soufflante non-carénée. Toutefois, la description suivante s'applique également à une architecture avec une soufflante carénée (comme en [Fig.1]) ou bien une hélice comme module propulsif. Par ailleurs, la description s'applique également à une architecture « tracteur », que le module propulsif comprenne une soufflante (carénée ou non) ou une hélice.
- [0057] La turbomachine 2 est représentée dans une nacelle 29, avec un axe de rotation de ses turbines 21, 22, 23 coïncident avec celui du module propulsif 3, mais la description suivante s'applique également lorsque la turbomachine 2 est abritée dans le fuselage (comme sur la [Fig.1]), et/ou lorsque l'axe de rotation de ses turbines est déporté par rapport à celui du module propulsif.
- [0058] De manière connue en soi, la turbomachine 2 comprend un ou plusieurs compresseurs 26, 27 entraîné(s) par une ou plusieurs turbines 21, 22, 23 mise(s) en rotation par la détente du gaz de combustion généré dans une chambre de combustion 25 de la turbomachine 2. Par simplicité, la représentation de la turbomachine 2 s'arrête à un axe de rotation 20 d'une turbine 21 de la turbomachine 2.

- [0059] De même, la représentation du module propulsif 3 s'arrête à un axe de rotation 30 d'un rotor 31 du module propulsif 3. Bien que le rotor 31 illustré ici soit une soufflante non-carénée, il est également envisagé que le rotor 31 soit une soufflante carénée, ou bien une hélice. Le module propulsif 3 peut même comprendre plusieurs rotors, et/ou un stator 32, agencé en série avec le rotor 31 dans le sens d'écoulement du flux brassé par le rotor 31.
- [0060] En l'occurrence, l'axe de rotation 20 de la turbine 21 de la turbomachine 2 est coïncident avec l'axe de rotation 30 du rotor 31 du module propulsif 3, mais il est également envisagé que ces axes soient déportés l'un par rapport à l'autre.
- [0061] Le module propulsif 3 peut être entraîné par une transmission 5, éventuellement du type planétaire, reliant une turbine 21 de la turbomachine 3 au(x) rotor(s) 31, 32 du module propulsif 3. Toutefois d'autres types de transmission sont également envisagés. En l'occurrence, le(s) rotor(s) 31, 32 du module propulsif est/sont entraîné(s) par une turbine de puissance 21 de la turbomachine 2.
- [0062] Lorsque le système propulsif 1 est en opération, on utilise, de manière classique, le terme « flux primaire » pour désigner le gaz ingéré par la turbomachine 2 et le gaz rejeté par la turbomachine 2, et on utilise, de manière classique, le terme « flux secondaire » pour désigner le gaz ingéré par le rotor 31 du module propulsif 3 et le gaz rejeté par le rotor 31 du module propulsif 3.
- [0063] Le système propulsif 1 comprend un système de récupération d'énergie 4 qui comprend un échangeur de chaleur 40 configuré pour être balayé par le flux primaire rejeté par la turbomachine 2. A cette fin, l'échangeur de chaleur 40 est monté sur un carter d'échappement 24 d'une turbine de la turbomachine 2 (en l'occurrence la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2).
- [0064] Le système de récupération d'énergie 4 est configuré pour faire circuler un fluide dans l'échangeur de chaleur 40. Le système de récupération d'énergie 4 comprend également un module de récupération 41 configuré pour recevoir le fluide circulé dans l'échangeur de chaleur 40, et pour utiliser le fluide reçu.
- [0065] En [Fig.2], le système de récupération d'énergie 4 comprend une machine thermique configurée pour récupérer de l'énergie thermique du gaz de combustion rejeté par la turbomachine 2 pour le convertir en énergie mécanique et/ou électrique afin de répondre à des besoins énergétiques des systèmes non-propulsifs (p. ex. d'un aéronef ayant le système propulsif 1) éventuellement accompagnant le système propulsif 1. Afin de réaliser cette conversion, le module de récupération 41 comprend une turbine 42 reliée à l'échangeur de chaleur 40, et utilise le fluide reçu depuis l'échangeur de chaleur 40 en tant que fluide de travail. L'échangeur de chaleur 40, quant à lui, sert d'un évaporateur pour le fluide de travail. Il est donc fait en matériaux compatibles avec l'écart de températures entre le fluide caloporteur entrant à l'échangeur de chaleur

40 et le gaz de combustion rejeté par la turbomachine 2. Cet écart peut être de 250 K à 450 K (voire 500 K en cas de surchauffe du fluide caloporteur en sortie de l'évaporateur), par exemple. A titre d'exemple, l'échangeur de chaleur 40 peut être fait en acier inox ou en inconel ® (718 ou autre). Le système de récupération d'énergie 4 comprend alors une pompe 44 pour acheminer le fluide dans l'échangeur de chaleur 40 pour évaporation. Le système de récupération d'énergie 4 comprend également un condenseur 43 relié à la pompe 44 et à la turbine 42 du module de récupération 41. Le condenseur 43 reçoit le fluide de travail détendu par la turbine 42 du module de récupération, et facilite sa transformation phasique par refroidissement. La pompe 44 récupère le fluide de travail ainsi refroidi du condenseur 43, et l'envoi vers l'évaporateur. Ainsi le système de récupération d'énergie réalise un cycle de Rankine. Ce fonctionnement est décrit en détail par référence à la [Fig.3].

- [0066] Le fluide de travail peut être un fluide caloporteur, éventuellement organique (dans tel cas le cycle est bien un cycle organique de Rankine).
- [0067] En [Fig.2], le condenseur 43 est disposé de manière à être balayé par le flux secondaire, et en dehors du flux primaire (à titre d'exemple, le condenseur 43 peut être disposé sur la nacelle 29 ou sur l'extérieur du fuselage). Ainsi, le condenseur 43 réalise un échange de chaleur entre le fluide de travail et l'air ambiant autour du système propulsif 1. Compte tenu du fait que le gaz de combustion rejeté par une turbomachine a typiquement une température d'environ 900 K (Kelvin), il est envisagé d'utiliser un fluide caloporteur tel que du R-245fa (nom UICPA : 1,1,1,3,3-pentafluoropropane) ou du R-152a (nom UICPA : 1,1-difluoroéthane), présentés ici à titre d'exemple non-limitatif.
- [0068] La turbine 42 du module de récupération 41 et la pompe 44 peuvent être disposées entre le flux primaire et le flux secondaire. Par exemple, lorsque la turbomachine 2 est disposée à l'intérieur du fuselage de l'aéronef, la turbine 42 du module de récupération 41 et la pompe 44 peuvent être disposées entre le carter d'échappement 24 et l'extérieur du fuselage. Par exemple, lorsque la turbomachine 2 est dans une nacelle 29, la turbine 42 du module de récupération 41 et la pompe 44 peuvent être disposées entre le carter d'échappement 24 et l'extérieur de la nacelle 29. La pompe 44 peut être alimentée en puissance électriquement ou mécaniquement. De manière générale, les composants du système de récupération d'énergie 4, peuvent être disposés de manière à limiter les pertes de charge dues aux canalisations les reliant. Par exemple, en disposant les composants du système de récupération d'énergie 4 de manière à limiter la longueur et/ou le nombre des changements de direction d'écoulement du fluide acheminé (coudes, etc.), on peut améliorer l'efficacité du système propulsif 1.
- [0069] En [Fig.3], on voit une vue schématique du système de récupération d'énergie 4 visible en [Fig.2], et son fonctionnement pour récupérer de l'énergie thermique du gaz

de combustion rejeté par la turbomachine 2 pour le convertir en énergie mécanique et/ou électrique afin de répondre à des besoins énergiques des systèmes non-propulsifs éventuellement accompagnant le système propulsif 1 (p. ex. les systèmes non-propulsifs d'un aéronef ayant le système propulsif 1) est détaillé en se référant aux positions P1 à P6. A la position P1, le fluide de travail est dans un état liquide sous-refroidi. La pompe 44 ingère ce liquide de la position P1, le comprime, et le rejette à la position P2. L'échangeur de chaleur 40 (qui sert ici d'évaporateur) reçoit le liquide comprimé de la position P2 et le chauffe via échange thermique avec le gaz de combustion rejeté par la turbomachine 2 (à savoir le flux primaire sortant de la turbine de la turbomachine 2), jusqu'à ce que le fluide se vaporise avant d'arriver à la position P3. La turbine 42 du module de récupération 41 ingère la vapeur de la position P3, et la détend jusqu'à ce qu'elle arrive à peu près à un état de vapeur saturée, et la rejette à la position P4. Le condenseur 43 reçoit la vapeur détendue de la position P4 et la refroidit via échange thermique avec de l'air ambiant, ou autre source de fraîcheur. Lors de son passage dans le condenseur 43, le fluide de travail passe de son état gazeux à son état liquide, et sort vers la position P1 dans un état de liquide sous-refroidi. En même temps, le flux primaire rejeté par la turbomachine à la position P5 entre en contact avec l'échangeur de chaleur 40, et par échange thermique avec le fluide de travail, est refroidi en balayant sa surface d'échange thermique. A titre d'exemple, le flux primaire peut être refroidi jusqu'à une température de 500 K, voire moins. En arrivant à la position P6, le flux primaire est à une température compatible avec les matériaux du module propulsif, son énergie thermique ayant été transféré au fluide de travail pour vaporiser ce dernier.

[0070] La détente du fluide de travail dans la turbine 42 du module propulsif 41 fait tourner la turbine 42 du module propulsif, qui est reliée à un arbre servant à entraîner un ou plusieurs systèmes mécaniques/hydrauliques et/ou électromécaniques (p. ex. un générateur électrique).

[0071] En [Fig.4], on voit une vue schématique de l'échangeur de chaleur 40 visible en [Fig.2] et 3. En entrant dans l'échangeur de chaleur 40, le fluide de travail est dans un état liquide, éventuellement sous-refroidi, dû aux conditions de pression et de température à l'entrée de l'échangeur de chaleur 40. L'échange de chaleur réalisé entre le fluide de travail et le gaz de combustion (le flux primaire rejeté par la turbomachine 2), permet au fluide de travail de passer à un état gazeux lors de son passage vers la sortie de l'échangeur de chaleur 40. En même temps, cet échange de chaleur provoque un refroidissement du gaz de combustion.

[0072] Retournant à l'instant à [Fig.2], on note la disposition du module propulsif 3 par rapport à la turbomachine 2 et l'échangeur de chaleur 40. Le module propulsif 3 est disposé, par rapport à la turbomachine 2, de manière à ce que le flux primaire rejeté par

la turbomachine 2 traverse ensuite le rotor 31 du module propulsif 3. Toutefois, l'échangeur de chaleur 40 est disposé entre la turbomachine 2 et le module propulsif 3, de manière à ce que le flux primaire rejeté par la turbomachine 2 doive traverser l'échangeur de chaleur 40 avant d'atteindre le rotor 31 du module propulsif 3. Le rotor 31 comprend des pieds de pale 31a disposés circonférentiellement autour de son axe de rotation 30, ainsi que des corps de pale 31b s'étendant radialement depuis les pieds de pale 31a par rapport à son axe de rotation 30. Dans l'exemple illustré, le flux primaire rejeté par la turbomachine 2 traverse le rotor 31 au niveau des pieds de pale 31a du rotor 31, tandis qu'un flux secondaire, qui ne traverse pas la chambre de combustion 25 de la turbomachine 2, traverse le rotor 31 au niveau des corps de pale 31b du rotor 31. L'échange thermique réalisé par l'échangeur de chaleur 40 permet de réduire la température du flux primaire traversant les pieds de pale 31a, et aussi de réduire la gamme de températures auxquelles le rotor 31 est exposé. Dans l'exemple illustré, une enveloppe 31c annulaire sépare les corps de pale 31b des pieds de pale 31a, de manière à ce que les flux primaire et secondaire soient séparés l'un de l'autre lors de leur traversée du rotor 31. Toutefois, il est également envisagé de laisser les flux primaire et secondaire se mélanger avant ou pendant leur traversée du rotor 31.

[0073] En [Fig.2], l'échangeur de chaleur 40 est monté (ici fixé par soudage) directement sur une sortie du carter d'échappement 24 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2, et s'étend uniquement vers le module propulsif 3. La sortie du carter d'échappement 24 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2 définit un passage sensiblement annulaire entre la partie centrale du carter d'échappement 24, et la partie périphérique du carter d'échappement 24. L'échangeur de chaleur 40 est configuré de manière à présenter des surfaces d'échange thermique dans le passage annulaire, radialement, circonférentiellement, et éventuellement dans le sens d'écoulement du flux primaire.

[0074] La [Fig.5] représente une vue schématique de l'échangeur de chaleur 40, tel que visible selon l'axe de rotation 20 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2, depuis le carter d'échappement 24 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2. L'échangeur de chaleur 40 comprend des tubes 40A dans lesquels circule le fluide caloporteur, qui sont orientés de manière à acheminer le fluide entre une première position, à une première distance radiale par rapport à l'axe de rotation 20 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2, et une deuxième position, à une deuxième distance radiale par rapport à l'axe de rotation 20 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2. Ainsi, le fluide parcourt, ou même traverse, le flux primaire radialement. Cet acheminement permet d'augmenter la quantité de gaz dans le flux primaire exposé à la surface d'échange de l'échangeur de chaleur, par rapport à une disposition d'échangeur de chaleur telle que décrite en FR3107307, par exemple. Par

conséquent, on peut améliorer l'homogénéité de la température du gaz du flux primaire ingéré par le module propulsif, et/ou réaliser un échange plus efficace par rapport au système connu depuis le document cité ci-dessus, en limitant des pertes de charge du flux primaire. En l'occurrence, cet acheminement est assuré entre un distributeur 40B de l'échangeur de chaleur 40, accolé sur la partie centrale du carter d'échappement 24, et un collecteur 40C de l'échangeur de chaleur 40, accolé sur la partie périphérique du carter d'échappement 24. Toutefois, il est également envisagé de disposer le distributeur 40B sur la partie périphérique du carter d'échappement 24, et/ou de disposer le collecteur 40C sur la partie centrale du carter d'échappement 24. Le distributeur 40B et le collecteur 40C sont chacun en forme annulaire, pour épouser les surfaces du carter d'échappement 24 auxquelles ils sont accolés, et pour permettre de répartir les tubes 40A angulairement autour de l'axe de rotation 20 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2. Le distributeur 40B permet de répartir un fluide introduit dans l'échangeur de chaleur dans les tubes 40A, tandis que le collecteur 40C permet de rassembler les flux du fluide dans les tubes 40A avant de rejeter le fluide de l'échangeur de chaleur 40.

[0075] Chacun des tubes 40A entoure l'axe de rotation 20 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2, en s'étendant entre le distributeur 40B et le collecteur 40C. On parle alors d'une disposition « en spirale » des tubes 40A. En l'occurrence, chaque tube 40A l'entoure de deux fois, mais le nombre de tours peut être déterminé librement en fonction des besoins du système propulsif et/ou du système de récupération d'énergie. Il est également envisagé que chaque tube 40A n'entoure l'axe de rotation 20 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2 que partiellement.

[0076] Par simplicité, la [Fig.5] ne représente qu'une seule rangée de tubes 40A. Bien que cette rangée comprend quatre tubes 40A, il est également envisagé qu'une rangée comprend un ou plusieurs tubes 40A, dont le nombre exact peut être déterminé librement en fonction des besoins du système propulsif et/ou du système de récupération d'énergie.

[0077] La [Fig.6] représente une vue en coupe de l'échangeur de chaleur 40 visible en [Fig.5] selon VI-VI. Le flux primaire rejeté par la turbomachine traverse l'échangeur de chaleur 40 de gauche à droite dans cette image. L'échangeur de chaleur 40 comprend une ou plusieurs rangées de tubes 40A (huit en l'occurrence), dont le nombre exact peut être déterminé librement en fonction des besoins du système propulsif et/ou du système de récupération d'énergie.

[0078] La [Fig.7] représente une vue en détail en coupe de deux rangées successives de tubes 40A visibles en [Fig.6]. Par simplicité, la vue s'arrête à l'axe de rotation 20 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine. Les tubes 40A sont de section circulaire, vue dans le sens d'écoulement du fluide dans les tubes 40A, et les tubes 40A d'une

rangée sont disposés en quinconce par rapport aux tubes 40A de la rangée voisine.

[0079] Toutefois, comme on le voit en [Fig.8], il est également envisagé d'aligner une rangée avec la rangée voisine, ce qui permet de limiter des pertes de charge dans le flux primaire par rapport à une disposition en quinconce, au prix d'une performance d'échange thermique légèrement réduite par rapport à la disposition en quinconce.

[0080] Par ailleurs, comme on le voit en [Fig.9], il est également envisagé que les tubes 40A ait une section non-circulaire. En l'occurrence, la section est elliptique, dont l'axe majeur de l'ellipse est orienté parallèle au sens d'écoulement du flux primaire, ce qui permet d'augmenter la performance d'échange thermique par rapport à une section circulaire, et de limiter des pertes de charge dans le flux primaire par rapport à la section circulaire (en supposant une section équivalente), au prix d'un poids élevé.

[0081] Indépendamment du nombre de rangées, de leur disposition l'une par rapport à l'autre, du nombre de tubes, ou de leur section, l'écoulement du fluide dans l'échangeur de chaleur 40 se fait, comme on le voit en [Fig.10], de manière croisée par rapport au sens d'écoulement du flux primaire. L'écoulement croisé permet de limiter la perturbation et les pertes de charge dans le flux primaire, par rapport à d'autres configurations d'écoulement.

[0082] La [Fig.11] représente une vue schématique du condenseur 43 visible en [Fig.2]. Le condenseur 43 comprend une plaque d'échange 45 qui sert de surface d'échange entre le fluide circulant dans le système de récupération d'énergie 4 et une source de froid. Disposées d'une part de la plaque d'échange 45 sont des ailettes 46, visibles ici s'étendant perpendiculaires au plan de l'image vers l'observateur. D'autre part de la plaque d'échange 45 sont disposés des canaux 47 dans lesquels le système de récupération d'énergie 4 fait circuler du fluide. Comme on le voit en [Fig.2], les ailettes 46, et la plaque d'échange 45 peuvent être disposées de manière à être exposées à l'air ambiant. En l'occurrence, il s'agit de l'air ambiant qui sera prochainement ingéré par le module propulsif 3. De ce fait, les ailettes 46 et la plaque d'échange sont balayées par l'air à température ambiante dans le flux secondaire.

[0083] Comme on le voit en [Fig.11], les ailettes 46 peuvent être orientées parallèlement au sens d'écoulement du flux secondaire. Les canaux 47 peuvent être orientés perpendiculairement aux ailettes pour que l'écoulement du fluide circulant dans le système de récupération 4 se fasse dans le condenseur 43 de manière croisée par rapport à l'écoulement de l'air.

[0084] La [Fig.12] représente une vue en coupe du condenseur 43 visible en [Fig.11] selon XII-XII. Les canaux 47 sont agencés de manière à ce que le fluide circulant dans le système de récupération d'énergie 4 fasse un aller-retour dans le condenseur 43, et comprennent ainsi des canaux d'introduction 47A, auxquels le fluide arrive dans un état de vapeur, et des canaux de décharge 47B, desquels le fluide sort dans un état

liquide sous-refroidi. Les canaux d'introduction 47A sont positionnés par rapport aux canaux de décharge 47B de manière à ce que le flux secondaire balaye les (parties des) ailettes 46 de l'autre côté de la plaque d'échange 45 des canaux de décharge 47B avant de balayer les (parties des) ailettes 46 de l'autre côté de la plaque d'échange 45 des canaux d'introduction 47A.

- [0085] La [Fig.13] représente une vue en coupe du condenseur 43 visible en [Fig.11] selon XIII-XIII. Le flux secondaire s'écoule perpendiculairement au plan de l'image, en éloignement de l'observateur. Le fluide circulant dans le système de récupération d'énergie 4 est introduit dans les canaux 47 au niveau d'une première extrémité du condenseur 43, où sont situés un distributeur et un collecteur, et longe ensuite la plaque d'échange 45 perpendiculairement aux ailettes 46, jusqu'à une deuxième extrémité du condenseur 43, où le fluide fait demi-tour pour rejoindre ensuite la première extrémité de du condenseur 43 pour récupération, en état liquide sous-refroidi.
- [0086] Toutefois, il est également envisagé que le fluide circulant dans le système de récupération d'énergie 4 ne fasse qu'un aller simple dans le condenseur 43. Dans ce cas, les écoulements du fluide circulant dans le système de récupération d'énergie 4 et du flux secondaire se font toujours de manière croisée, mais l'introduction, à l'état gazeux, du fluide circulant dans le système de récupération d'énergie 4, et la récupération, en état liquide sous-refroidi, du fluide circulant dans le système de récupération d'énergie 4, se font aux extrémités opposées des canaux 47 disposées perpendiculairement aux ailettes 46.
- [0087] La [Fig.14] représente une vue en coupe partielle d'un système propulsif 1' qui diffère du système propulsif 1 vu en [Fig.2] en ce que l'échangeur de chaleur 40' du système de récupération d'énergie 4' est disposé entre une entrée et une sortie du carter d'échappement 24' d'une turbine (en l'occurrence, il s'agit de la turbine de puissance 21) de la turbomachine 2'.
- [0088] La [Fig.15] représente une vue de l'échangeur de chaleur 40' et du carter d'échappement 24' visibles en [Fig.14] selon l'axe de rotation 20 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2'. Similaire à des carters d'échappement classiques, le carter d'échappement 24' visible en [Fig.15] comprend des bras structuraux, répartis angulairement autour de l'axe de rotation 20 de la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2', reliant la partie centrale du carter d'échappement 24' à la partie périphérique du carter d'échappement 24'.
- [0089] Le distributeur 40B' et le collecteur 40C' de l'échangeur de chaleur 40' sont chacun de forme sensiblement annulaire. En l'occurrence, le distributeur 40B' est formé dans la partie centrale du carter d'échappement 24', alors que le collecteur 40C' est formé dans la partie périphérique du carter d'échappement 24'. Toutefois, il est également envisagé de former le distributeur 40B' et le collecteur 40C' dans la partie centrale du

carter d'échappement 24' ou dans la partie périphérique du carter d'échappement 24'.

[0090] Les tubes 40A' de l'échangeur de chaleur 40' acheminent du fluide entre le distributeur 40B' et le collecteur 40C', et sont répartis en faisceaux disposés entre les bras structuraux du carter d'échappement 24'. Chaque faisceau est disposé de manière à faire acheminer du fluide radialement, par rapport à l'axe de rotation 20 de la turbine de la turbomachine 2', lors de son passage entre le distributeur 40B' et le collecteur 40C'. Dans l'exemple illustré, le distributeur 40B' sert à acheminer du fluide depuis l'entrée de l'échangeur de chaleur 40' aux tubes 40A', et le collecteur 40C' sert à acheminer du fluide depuis la sortie des tubes 40A' à la sortie de l'échangeur de chaleur 40'. Ainsi, le fluide circulant dans le système de récupération d'énergie 4' est introduit à la partie centrale du carter d'échappement 24' et récupéré à la partie périphérique du carter d'échappement 24'. Un tel agencement permet de placer le fluide (chauffé) sortant de l'échangeur de chaleur 40' à proximité de l'air externe. Ainsi, la masse des canalisations, et les pertes de charge associées à l'acheminement du fluide, après son passage par l'échangeur de chaleur 40', vers des sources de froid (tel que l'air externe) peuvent être limitées. Toutefois, le sens d'écoulement inverse est également envisagé. Lorsque le distributeur 40B' et le collecteur 40C' sont formés dans la partie centrale du carter d'échappement 24', ou sinon sont formés dans la partie périphérique du carter d'échappement 24', les tubes 40A' peuvent acheminer du fluide radialement vers et depuis l'axe de rotation 20 de la turbine de la turbomachine 2', de manière à ce que le fluide circulant dans le système de récupération d'énergie 4' soit introduit et récupéré respectivement, soit à la partie centrale du carter d'échappement 24', soit à la partie périphérique du carter d'échappement 24'.

[0091] La [Fig.16] montre une vue en coupe des tubes 40A' de l'échangeur de chaleur 40' selon l'arc XVI-XVI en [Fig.15] (l'arc XVI-XVI étant concentrique avec l'axe de rotation 20 en [Fig.12]). Comme on l'a vu pour les figures 6 à 10, les tubes 40A' peuvent être disposés en une ou plusieurs rangées disposées en série dans le sens d'écoulement du flux primaire. Les rangées voisines peuvent être disposées en quinconce ou en ligne (autour de l'axe de rotation 20 en figures 14 et 15). Les tubes 40A' peuvent avoir une section circulaire ou non-circulaire (p. ex. elliptique avec l'axe majeur de l'ellipse orienté selon le sens d'écoulement du flux primaire). L'écoulement du fluide circulant dans le système de récupération d'énergie 4' se fait de manière croisée par rapport au sens de d'écoulement du flux primaire.

[0092] En retournant maintenant à la [Fig.14], on voit que l'échangeur de chaleur 40' est disposé entièrement entre l'entrée du carter d'échappement 24' et la sortie du carter d'échappement 24'.

[0093] En l'occurrence, l'échangeur de chaleur 24' est disposé entièrement entre l'ensemble des bords des bras structuraux du carter d'échappement 24' les plus près de la turbine

supportée par le carter d'échappement 24', selon l'axe de rotation 20 de cette turbine (à savoir la turbine de puissance 21 de la turbomachine 2' dans l'exemple illustré) et l'ensemble des bords des bras structuraux du carter d'échappement 24' les plus éloignés de la même turbine, selon le même axe de rotation 20.

- [0094] Toutefois, il est également envisagé qu'un échangeur de chaleur ne soit disposé que partiellement entre l'entrée et la sortie du carter d'échappement (ou partiellement entre les bords de bras structural les plus près de la turbine supportée par le carter d'échappement et les bords de bras structural les plus éloignés de la même turbine), et qu'une partie de l'échangeur de chaleur dépasse les bords de bras structural les plus éloignés, ou bien la sortie du carter d'échappement, en s'étendant dans le sens d'écoulement du flux primaire.
- [0095] La [Fig.17] représente une vue en coupe partielle d'un système propulsif 1'' similaire aux vues des systèmes propulsifs 1, 1' des figures 2 et 14. Le système propulsif 1'' visible en [Fig.17] diffère du système propulsif 1 visible en [Fig.2], et du système propulsif 1' visible en [Fig.14], en ce que le fluide circulé dans l'échangeur de chaleur 40'' par le système de récupération d'énergie 4'' du système propulsif 1'' visible en [Fig.17] est du carburant pour la turbomachine 2'' du système propulsif 1''. Le système de récupération d'énergie 4'' fait alors circuler le carburant dans l'échangeur de chaleur 40'', afin d'augmenter la température du carburant depuis des températures très basses, incompatibles avec l'injection du carburant dans la chambre de combustion 25'' de la turbomachine 2'' (égales ou supérieures à des températures de stockage du carburant, que cette température très basse soit cryogénique ou non), jusqu'à des températures convenables à l'injection du carburant dans la chambre de combustion 25'' de la turbomachine 2''.
- [0096] A cette fin, le système de récupération d'énergie 4'' comprend une pompe 42'' configurée pour acheminer du carburant depuis un réservoir de stockage vers l'échangeur de chaleur 40''. Le carburant chauffé, sortant de l'échangeur de chaleur 40'' est ensuite acheminé vers la turbomachine 25'' pour alimenter la rotation de la turbomachine 25''. Alors que l'exemple illustré montre la pompe 42'' comme un composant à part de la turbomachine, il est également envisagé d'utiliser une pompe intégrée à la turbomachine à la place de la pompe 42'' représentée.
- [0097] A titre d'exemple, le carburant peut être de l'hydrogène, ou du gaz naturel. A titre d'exemple, le carburant peut être stocké à une température d'environ 20-23 K (Kelvin) sous une pression d'environ 1 bar (dans le cas de l'hydrogène, ou d'environ 150 K sous une pression d'environ 2 bars pour du gaz naturel), alors qu'une température convenable à son injection dans la chambre de combustion 25'' s'élève à 250-300 K (pour de l'hydrogène ou pour du gaz naturel). A ces températures et pressions de stockage, l'hydrogène, ou le gaz naturel, existe en état liquide, on parle alors d'un

carburant d'hydrogène liquide ou de gaz naturel liquéfié, même s'il peut être en état gazeux lors de son introduction dans l'échangeur de chaleur 40''.

[0098] Pour réchauffer le carburant, le système de récupération d'énergie 4'' le fait circuler dans l'échangeur de chaleur 40''. Ainsi, l'échangeur de chaleur 40'' visible en [Fig.17] est configuré pour résister à des différences de températures de jusqu'à 500 K entre le fluide circulant dans le système de récupération d'énergie et le flux primaire rejeté par la turbomachine (en cas de gaz naturel comme carburant, ou de jusqu'à 600 K en cas d'hydrogène comme carburant), ce qui n'est pas nécessairement le cas pour l'échangeur de chaleur 40 visible en [Fig.2]. A titre d'exemple, l'échangeur de chaleur 40'' peut être fait en acier inox.

[0099] La pompe 42'' prélève alors du carburant depuis son réservoir de stockage, et le comprime jusqu'à des pressions convenables à son injection dans la turbomachine 2''. A titre d'exemple, le carburant peut être comprimé à des pressions de 5 à 50 bars, en fonction du type de turbomachine et/ou de la phase de vol et/ou du carburant utilisé. Pour des raisons d'efficacité énergétique, le carburant est comprimé par la pompe 42'' avant son introduction dans l'échangeur de chaleur 40''.

[0100] L'échangeur de chaleur 40'' comprend un distributeur et un collecteur reliés l'un à l'autre par des tubes disposés dans le flux primaire rejeté par la turbomachine 2''. Les agencements du distributeur, du collecteur et des tubes des échangeurs de chaleur 40, 40' par référence aux figures 5 à 10 et 14 à 16 sont également envisagés pour l'échangeur de chaleur 40'' visible en [Fig.17]. Le système de récupération d'énergie 4'' comprend un module de récupération 41'' configuré pour acheminer le carburant chauffé par l'échangeur de chaleur 40'' vers la chambre de combustion 25'' de la turbomachine 2'', afin d'injecter le carburant dans la turbomachine 2'' pour faire tourner la/les turbines de la turbomachine 2'' et entraîner le module propulsif 3 du système propulsif 1''. La turbomachine 2'' visible en [Fig.17] est configurée pour utiliser un carburant stocké sous forme liquéfiée, ce qui n'est pas nécessairement le cas des turbomachines 2, 2' visibles en [Fig.2] ou [Fig.14], et la chambre de combustion 25'' visible en [Fig.17] est configurée pour brûler du carburant injecté aux températures d'injection décrites ci-dessus, ce qui n'est pas nécessairement le cas de la chambre de combustion 25 visible en [Fig.2].

[0101] Il est également envisagé qu'un système de récupération d'énergie d'un système propulsif donné réalise à la fois le réchauffement de carburant détaillé en référence à la [Fig.17], et la conversion d'énergie thermique en énergie mécanique/hydraulique/électrique détaillé en référence aux figures 2 à 16. A cette fin, le système de récupération d'énergie peut comprendre une pompe de fluide caloporteur, un évaporateur, un premier module de récupération comprenant une turbine, un condenseur, une pompe de carburant, et un deuxième module de récupération configuré pour

acheminer du carburant chauffé vers la turbomachine du système propulsif. La pompe de fluide caloporteur alimente l'évaporateur. La pompe de fluide caloporteur, l'évaporateur, la turbine du premier module de récupération et le condenseur sont agencés de la même manière qu'illustrée en [Fig.3], sauf éventuellement en ce qui concerne le condenseur.

- [0102] En effet, si le condenseur peut bien être de type surfacique, et agencé de la même manière qu'illustrée en [Fig.3], plusieurs architectures combinant la conversion d'énergie et le réchauffement du carburant sont également envisagées.
- [0103] La [Fig.18] représente une vue schématique d'un système propulsif dont le système de récupération d'énergie est configuré pour réchauffer du carburant pour la turbomachine et pour convertir de l'énergie thermique du flux primaire en énergie mécanique et/ou électrique.
- [0104] Par exemple, le condenseur peut être configuré pour réaliser un échange thermique entre le fluide caloporteur et le carburant. Dans ce cas, le système de récupération pourrait être configuré pour circuler du carburant dans le condenseur, afin de chauffer le carburant, et pour acheminer le carburant ainsi chauffé vers la chambre de combustion de la turbomachine.
- [0105] Par exemple, le condenseur peut simplement être agencé de la même manière qu'illustrée en [Fig.3]. Dans ce cas, le système de récupération pourrait comprendre un deuxième échangeur de chaleur disposé dans le flux primaire, dans lequel le carburant peut circuler. Le deuxième module de récupération serait alors agencé comme décrit en référence à la [Fig.17].
- [0106] A titre d'exemple, on peut disposer le premier échangeur de chaleur et le deuxième échangeur de chaleur en série dans le flux primaire, soit tous les deux montés sur le carter d'échappement comme décrit en référence à la [Fig.14], soit l'un d'eux monté sur le carter d'échappement comme décrit en référence à la [Fig.14] et l'autre monté sur le carter d'échappement comme décrit en référence à la [Fig.2], soit l'un d'eux monté sur le carter d'échappement comme décrit en référence à la [Fig.2] et supportant l'autre qui est disposé vers le module propulsif par rapport à l'un.
- [0107] Bien que les exemples détaillés ci-dessus concernent des systèmes propulsifs de type « propulseur », il est également envisagé d'utiliser les systèmes de récupération d'énergie détaillés ici dans des systèmes propulsifs de type « tracteur », c'est-à-dire avec le module propulsif disposé avant la turbomachine (ou autre appareil l'entraînant) dans le sens d'écoulement de l'air autour de l'aéronef volant. Les dispositions détaillées ci-dessus pour l'échangeur de chaleur (ou les échangeurs de chaleur) par rapport au carter de sortie permettent de limiter l'encombrement du système propulsif en réduisant la température du gaz d'échappement rejeté par le système propulsif, et en récupérant de l'énergie utile pour l'opération du système propulsif ou pour l'aéronef,

indépendamment de la position du module propulsif, et de l'existence du besoin de protéger les matériaux du module propulsif des températures excessives.

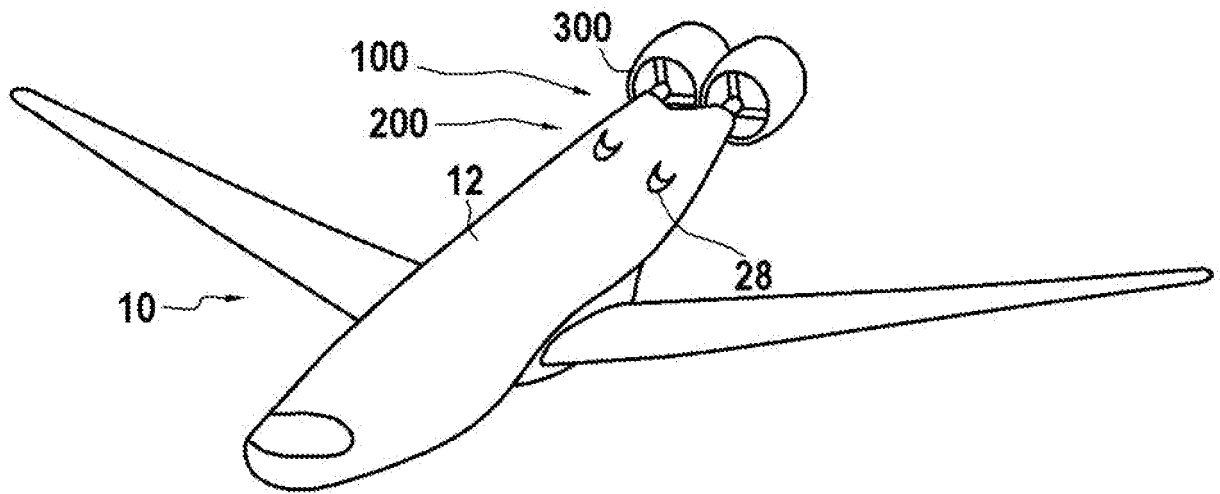
[0108] Bien que la présente description se réfère à des exemples de réalisation spécifiques, des modifications peuvent être apportées à ces exemples sans sortir de la portée générale de l'invention telle que définie par les revendications. En outre, des caractéristiques individuelles des différents modes de réalisation illustrés ou mentionnés peuvent être combinées dans des modes de réalisation additionnels. Par conséquent, la description et les dessins doivent être considérés dans un sens illustratif plutôt que restrictif.

Revendications

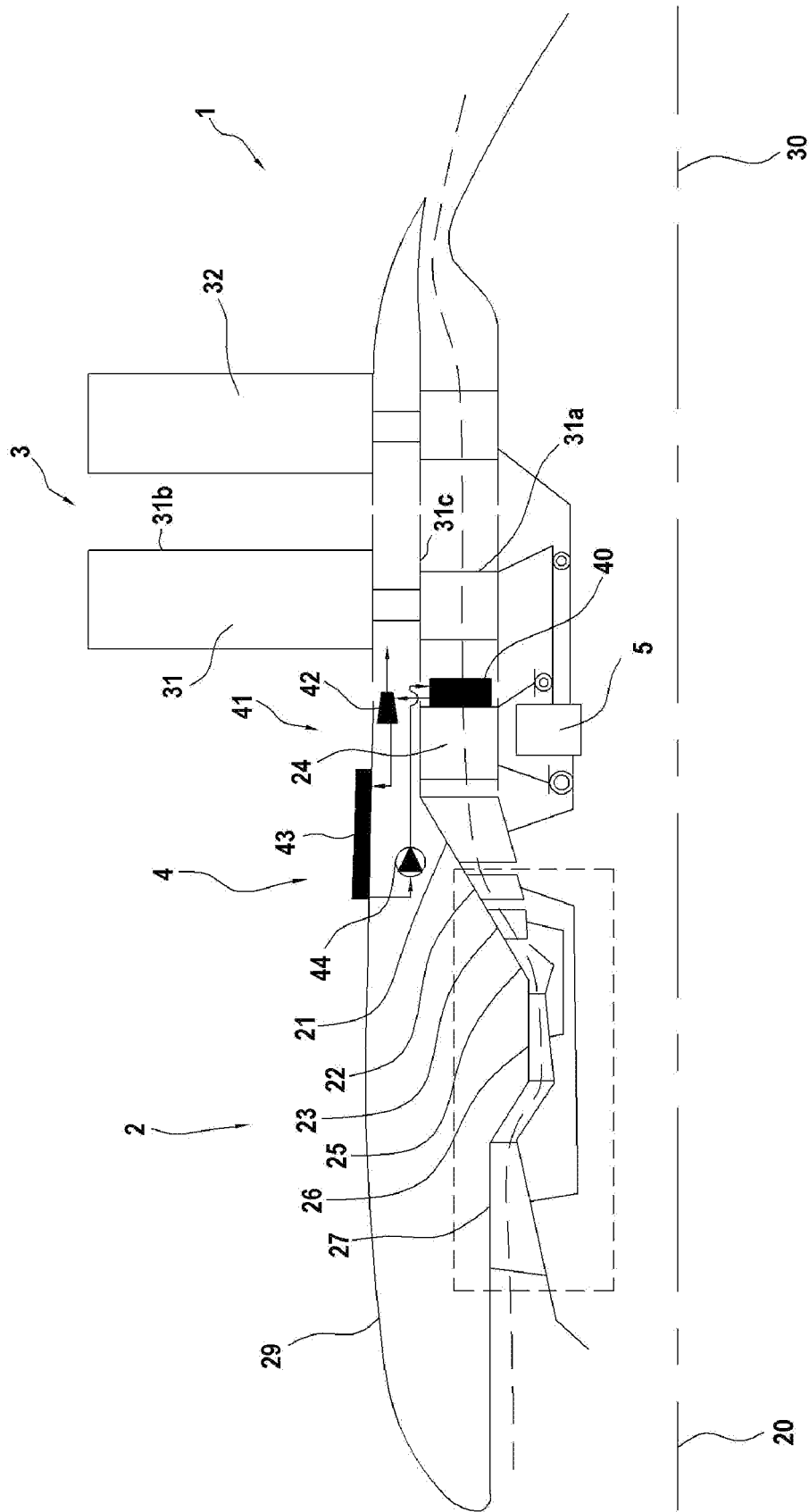
- [Revendication 1] Système propulsif (1, 1', 1'') comprenant une turbomachine (2, 2', 2''), un module propulsif (3), et un système de récupération d'énergie (4, 4', 4''), la turbomachine (2, 2', 2'') étant configurée pour être traversée par un flux primaire, le module propulsif (3) étant entraîné par la turbomachine (2, 2', 2''), le système de récupération d'énergie (4, 4', 4'') comprenant un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40, 40', 40'') et un ou plusieurs modules de récupération (41, 41''), le système de récupération d'énergie (4, 4', 4'') étant configuré pour faire circuler un ou plusieurs fluides dans les un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40, 40', 40''), les un ou plusieurs modules de récupération (41, 41'') étant configuré(s) pour recevoir le(s) fluide(s) des un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40, 40', 40'') et pour utiliser le(s) fluide(s), au moins un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40, 40', 40'') étant monté sur un carter d'échappement (24, 24') d'une turbine (21) de la turbomachine (2, 2', 2'') de manière à être balayé par le flux primaire.
- [Revendication 2] Système propulsif (1, 1', 1'') selon la revendication 1, dans lequel un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40, 40', 40'') est fixé sur une sortie du carter d'échappement (24, 24'), et/ou est au moins partiellement disposé entre une entrée et la sortie du carter d'échappement (24, 24').
- [Revendication 3] Système propulsif (1, 1', 1'') selon l'une quelconque des revendications 1 à 2, dans lequel l'au moins un échangeur de chaleur (40, 40', 40'') monté sur le carter d'échappement (24, 24') comprend un distributeur (40B, 40B'), disposé à une première distance radiale par rapport à un axe de rotation (20) de la turbine (21) de la turbomachine (2, 2', 2''), un collecteur (40C, 40C'), disposé à une deuxième distance radiale par rapport à l'axe de rotation (20) de la turbine (21) de la turbomachine (2, 2', 2''), et des tubes (40A, 40A') configurés pour permettre l'écoulement d'un parmi les un ou plusieurs fluides entre le distributeur (40B, 40B') et le collecteur (40C, 40C').
- [Revendication 4] Système propulsif (1, 1', 1'') selon la revendication 3, dans lequel les tubes (40A, 40A') sont disposés radialement autour de l'axe de rotation (20) de la turbine (21) de la turbomachine (2, 2', 2''), ou en spirale autour de l'axe de rotation (20) de la turbine (21) de la turbomachine (2, 2', 2'').
- [Revendication 5] Système propulsif (1, 1', 1'') selon l'une quelconque des revendications

- 3 à 4, dans lequel le distributeur (40B, 40B') et le collecteur (40C, 40C') sont chacun de forme annulaire et sont disposés co-axialement avec l'axe de rotation (20) de la turbine (21) de la turbomachine (2, 2', 2'').
- [Revendication 6] Système propulsif (1, 1', 1'') selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel le module propulsif (3) est disposé de manière à être traversé par le flux primaire sortant des un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40, 40', 40'').
- [Revendication 7] Système propulsif (1'') selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans lequel un parmi les un ou plusieurs fluides est du carburant, le système de récupération d'énergie (4'') est configuré pour acheminer le carburant, à température cryogénique, vers un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40'') afin de chauffer le carburant, et un parmi les un ou plusieurs modules de récupération (41'') est configuré pour acheminer le carburant, ainsi chauffé, vers une chambre de combustion (25'') de la turbomachine (2'').
- [Revendication 8] Système propulsif (1, 1', 1'') selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, dans lequel le système de récupération d'énergie (4, 4', 4'') comprend une pompe (44), configurée pour pomper un parmi les un ou plusieurs fluides dans un parmi les un ou plusieurs échangeurs de chaleur (40, 40'), servant d'évaporateur dudit fluide, un parmi les un ou plusieurs modules de récupération (41) comprend une turbine (42) configurée pour détendre le fluide évaporé par ledit échangeur de chaleur (40, 40'), le système de récupération d'énergie comprend un condenseur (43, 43'') configuré pour refroidir le fluide détendu par la turbine (42) du module de récupération (41), et la pompe (44) est configurée pour recevoir le fluide refroidi par le condenseur (43, 43'').
- [Revendication 9] Système propulsif (1, 1') selon la revendication 8, dans lequel le condenseur (43) comprend une plaque d'échange (45) sur laquelle sont formés, d'un côté, des canaux (47) reliés à la turbine (42) du module de récupération (41), et de l'autre côté, des ailettes (46), de manière à ce que l'intérieur des canaux (47) soit séparé des ailettes (46) par la plaque d'échange (45).
- [Revendication 10] Aéronef (10) comprenant au moins un système propulsif (1, 1', 1'') selon l'une quelconque des revendications 8 à 9, dans lequel la turbine (42) du module de récupération (41) et/ou la pompe (44) est/sont disposée(s) entre la turbomachine (2, 2') et une surface externe de l'aéronef (10).

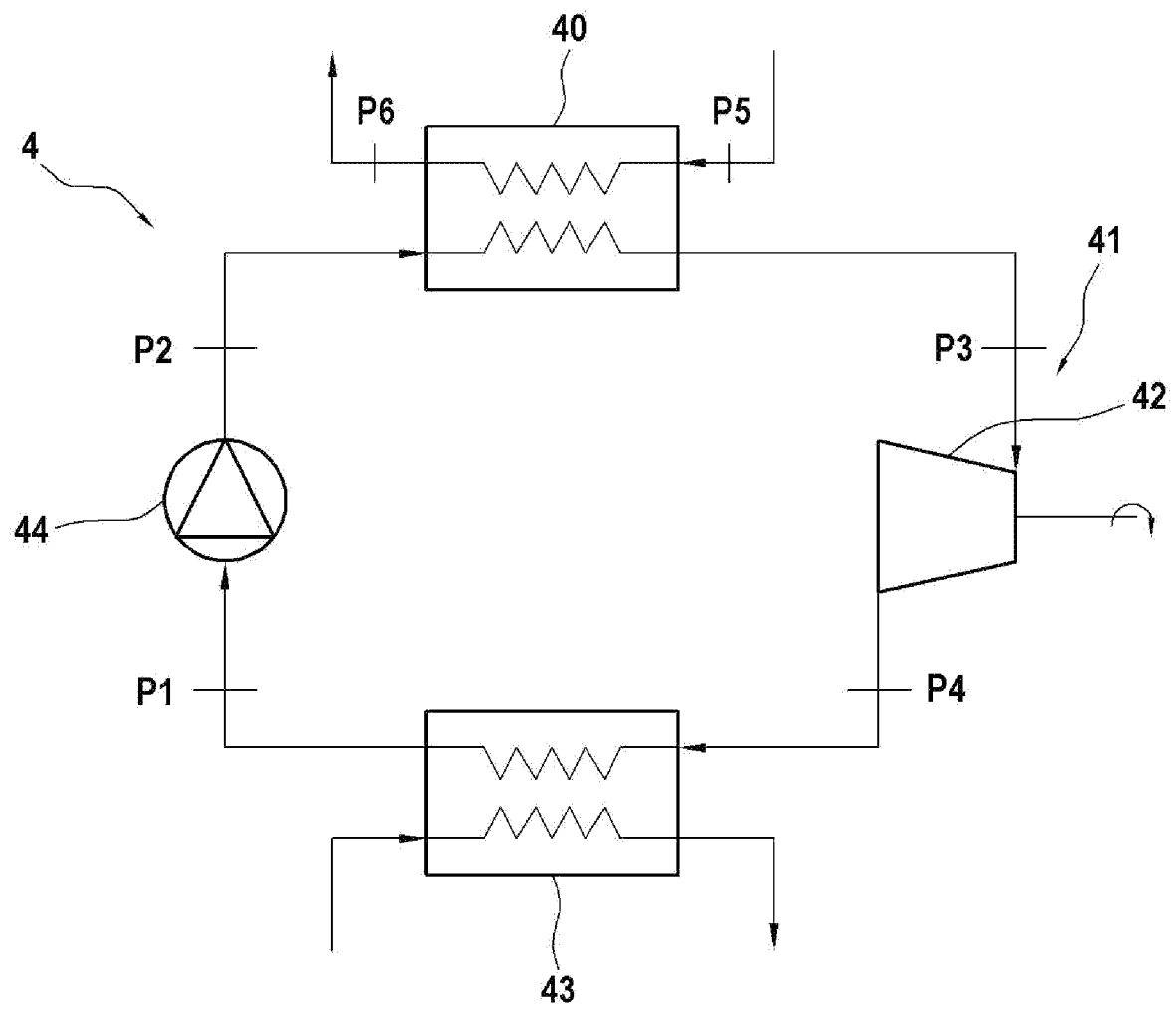
[Fig. 1]



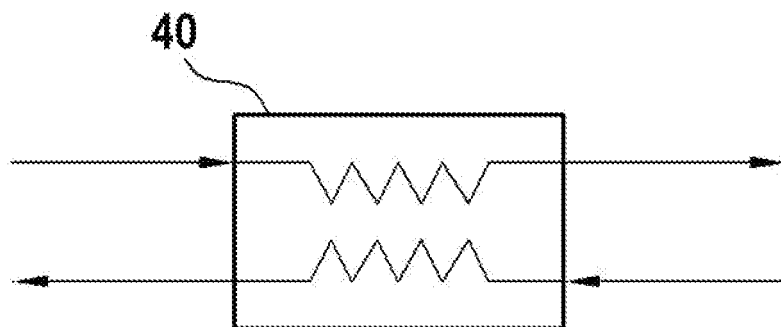
[Fig. 2]



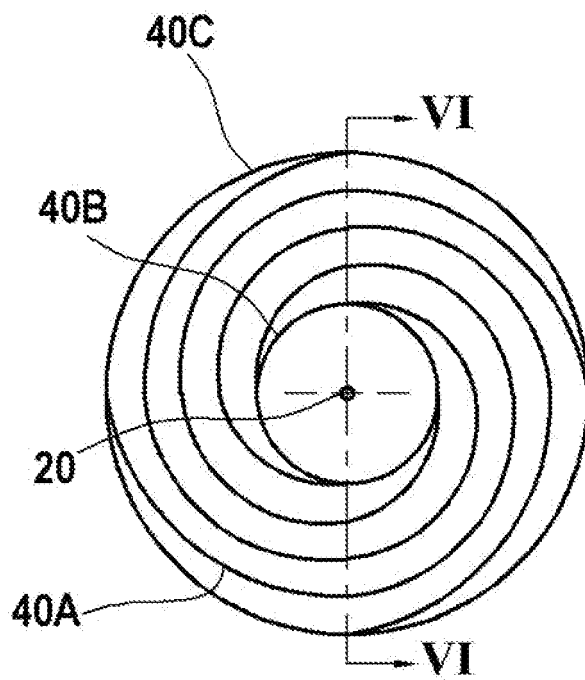
[Fig. 3]



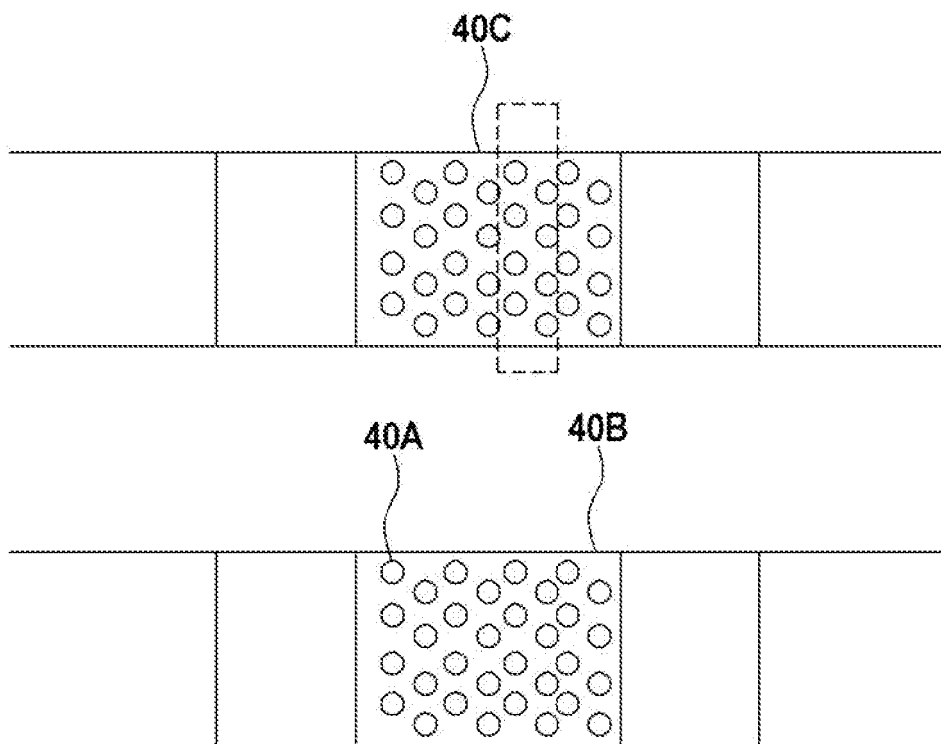
[Fig. 4]



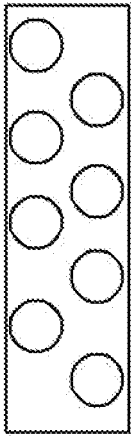
[Fig. 5]



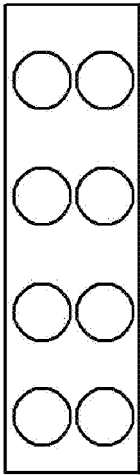
[Fig. 6]



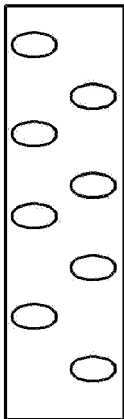
[Fig. 7]



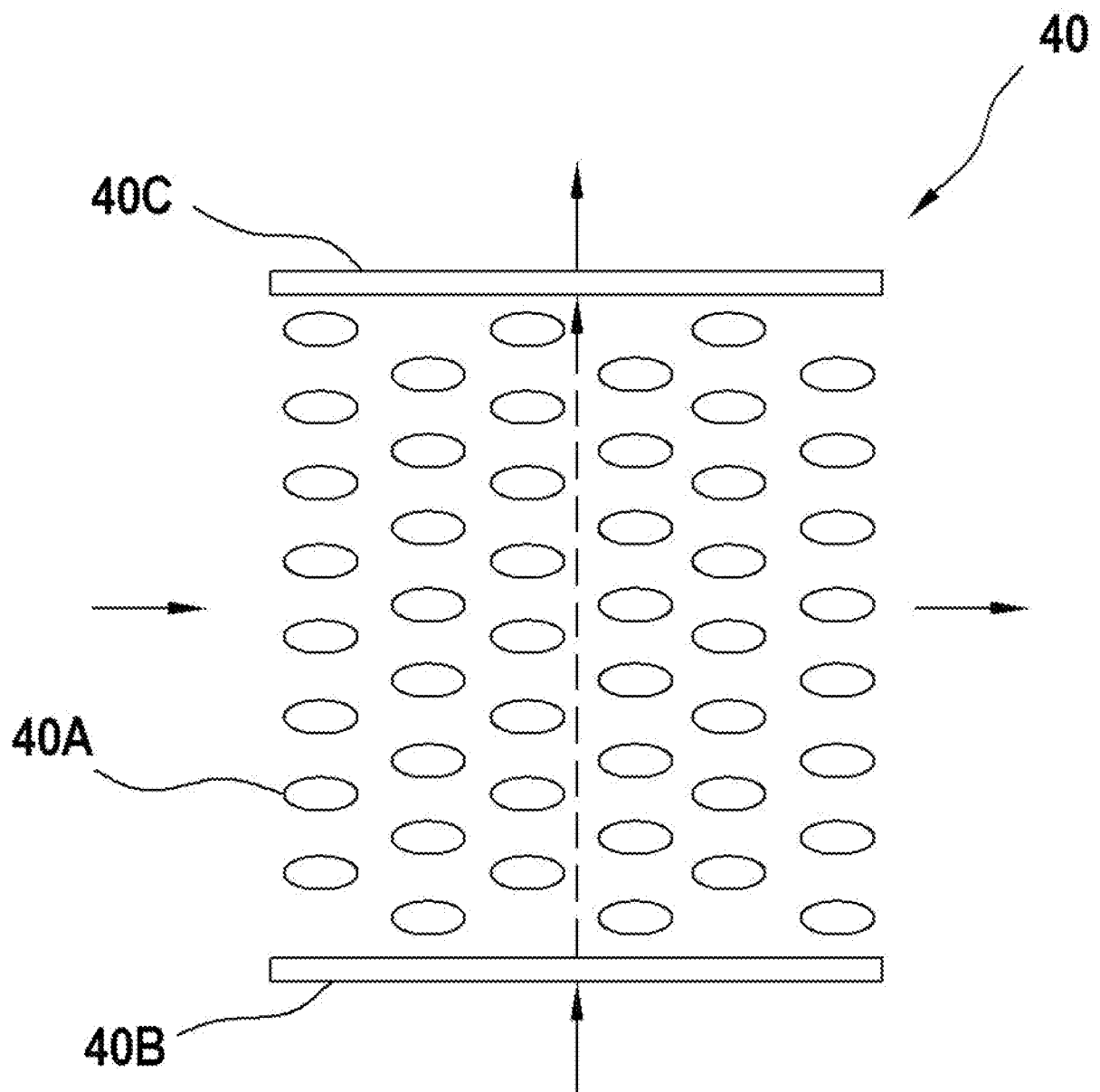
[Fig. 8]



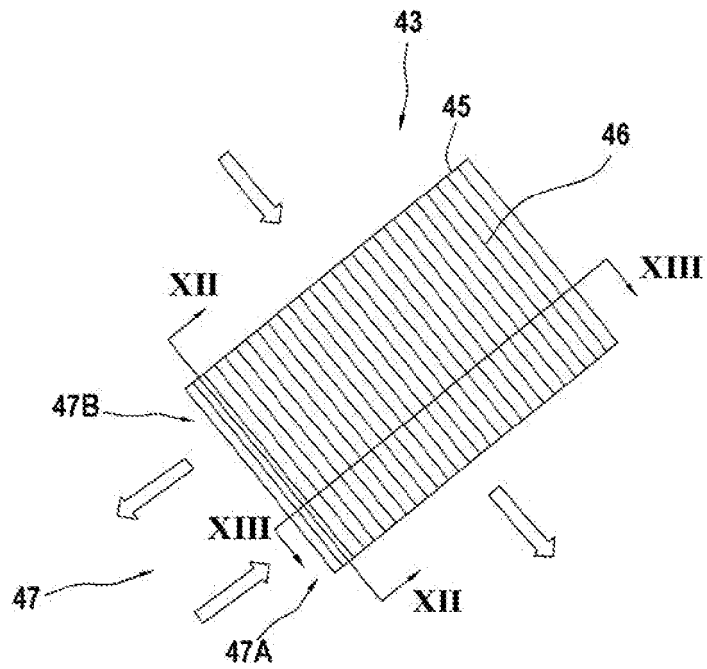
[Fig. 9]



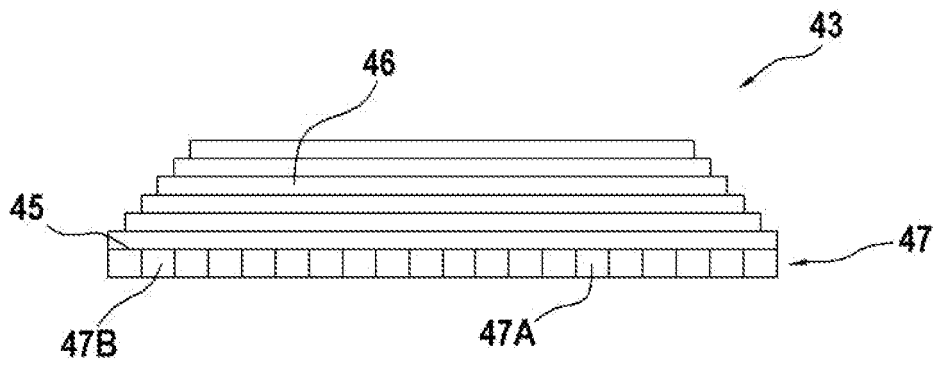
[Fig. 10]



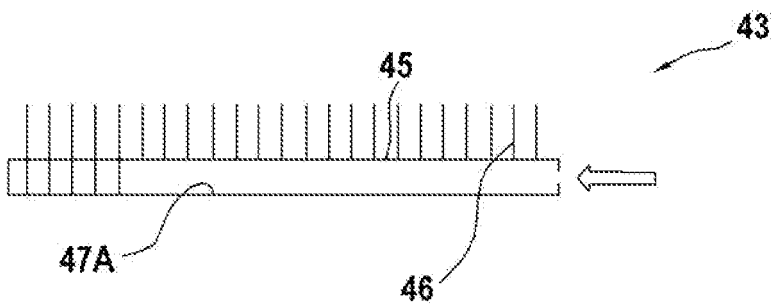
[Fig. 11]



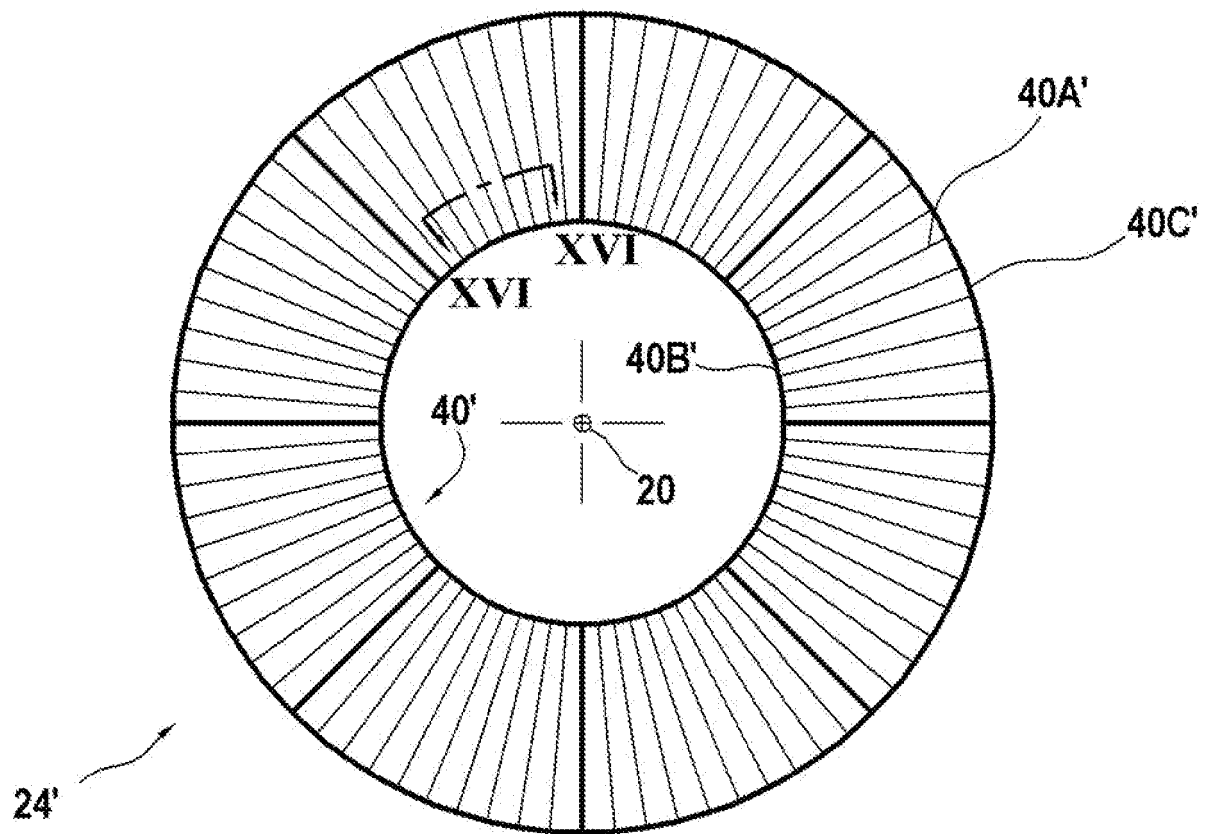
[Fig. 12]



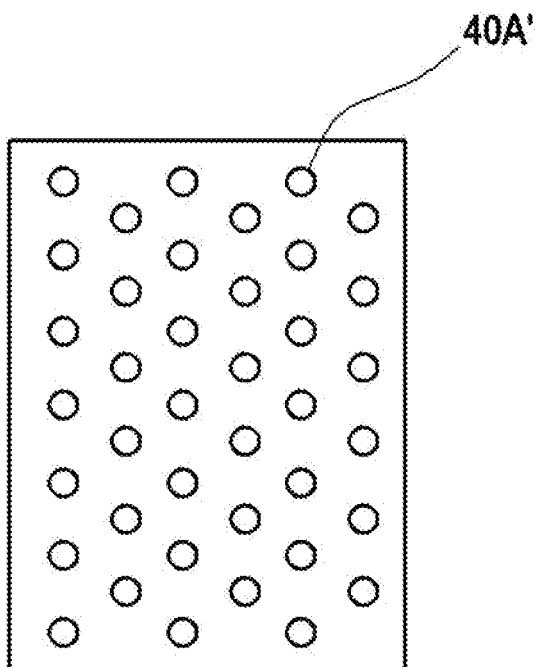
[Fig. 13]



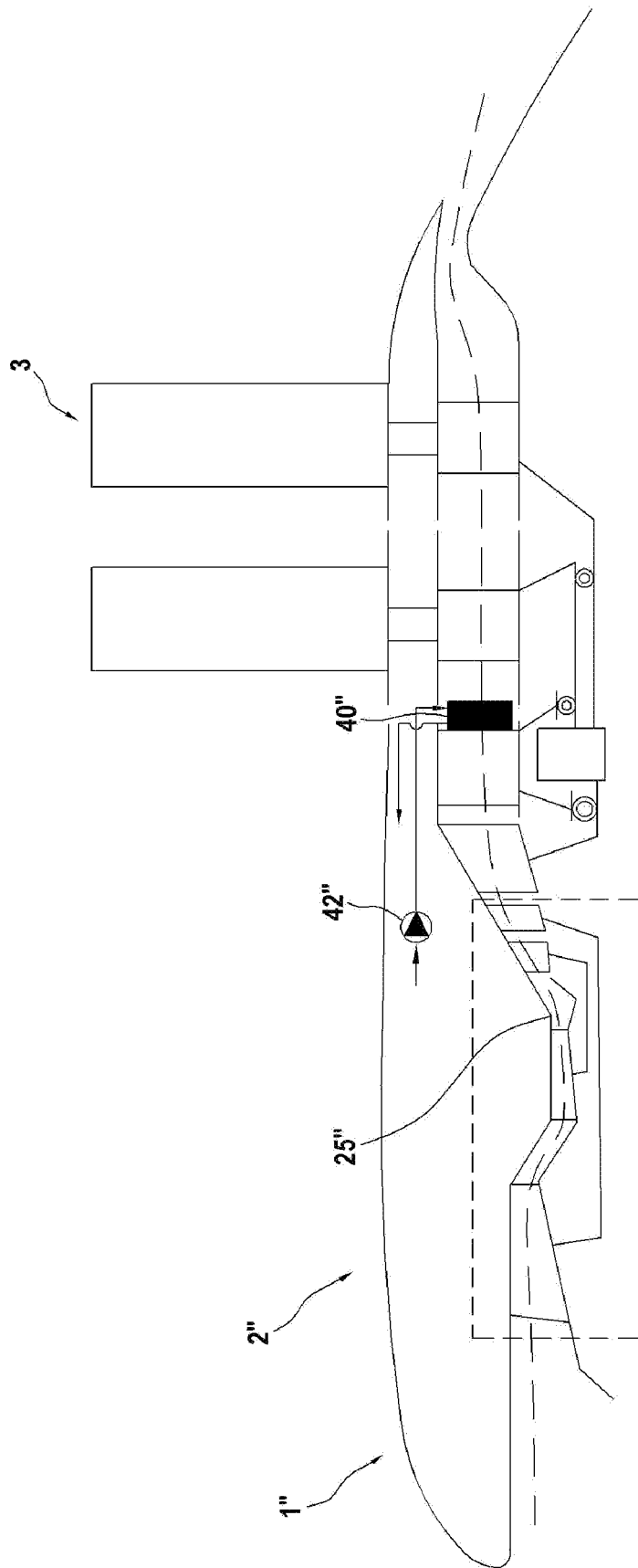
[Fig. 15]



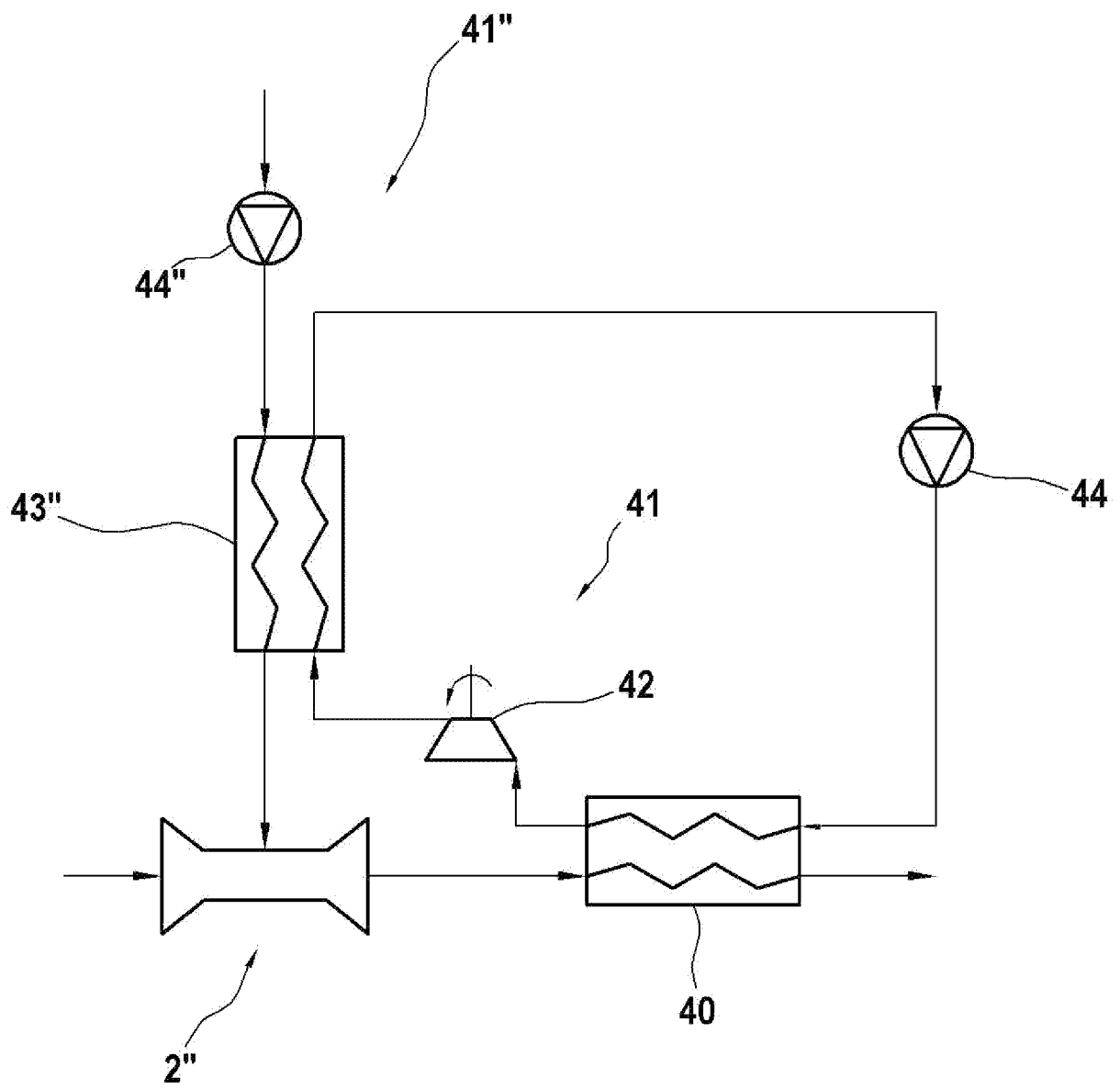
[Fig. 16]



[Fig. 17]



[Fig. 18]



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 898835
FR 2110985

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 2018/334959 A1 (JAGTAP SWAPNIL SARJERAO [IN]) 22 novembre 2018 (2018-11-22) * figures 1, 6 * -----	1-5, 8-10	F02C6/18 F02C7/141
X	US 4 507 914 A (RICE IVAN G [US]) 2 avril 1985 (1985-04-02) * figures 1,11,12 * * colonne 20, ligne 3 - ligne 5 * * colonne 23, ligne 27 - ligne 36 * -----	1-6, 8-10	
X	US 2021/301720 A1 (STAUBACH JOSEPH B [US] ET AL) 30 septembre 2021 (2021-09-30) * figure 4 * * alinéas [0059], [0094] * -----	1, 2, 7-10	
A	EP 3 708 495 A1 (AIRBUS SAS [FR]; AIRBUS OPERATIONS (SAS) [FR] ET AL.) 16 septembre 2020 (2020-09-16) * figure 4 * -----	1, 4	
A	DE 10 2014 214038 B4 (MTU AERO ENGINES AG [DE]) 13 octobre 2016 (2016-10-13) * figures 1-4 * -----	1	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) F02C
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
28 juin 2022		Mihé, Julian	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention 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. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE **RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2110985 FA 898835**

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 **28-06-2022**
 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
US 2018334959 A1	22-11-2018	US 2018334959 A1	22-11-2018
		WO 2016067303 A2	06-05-2016
US 4507914 A	02-04-1985	US 4438625 A	27-03-1984
		US 4507914 A	02-04-1985
US 2021301720 A1	30-09-2021	EP 3885550 A1	29-09-2021
		US 2021301720 A1	30-09-2021
EP 3708495 A1	16-09-2020	CN 111674555 A	18-09-2020
		EP 3708495 A1	16-09-2020
		US 2020347782 A1	05-11-2020
DE 102014214038 B4	13-10-2016	AUCUN	