

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①1 N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

3 149 346

②1 N° d'enregistrement national : 23 05515

⑤1 Int Cl⁸ : F 01 D 9/02 (2023.01), F 02 C 3/10, 7/08, F 04 D 29/42

⑫ DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 01.06.23.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 06.12.24 Bulletin 24/49.

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 POWER UNITS SAS — FR.

⑦2 Inventeur(s) : MOREAU, Mikael, OSTINO, Léandre, DUBOIS-DOROGI, Vincent et OUPLOMB, Patrick Ernest Christian.

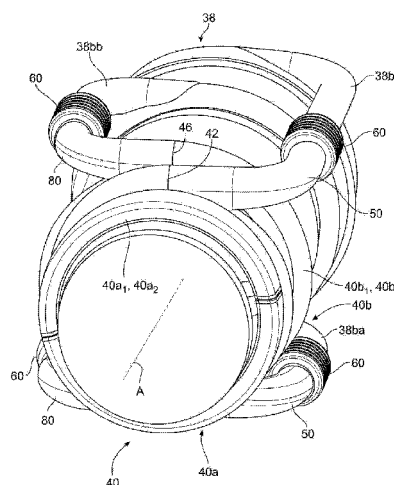
⑦3 Titulaire(s) : SAFRAN POWER UNITS SAS.

⑦4 Mandataire(s) : GEVERS & ORES.

⑤4 TURBOMACHINE D'AERONEF A CYCLE RECUPERE.

⑤7 Turbomachine (10) d'aéronef, comportant :
- un compresseur centrifuge (14) s'étendant autour d'un axe (A),
- une chambre annulaire de combustion (24) s'étendant autour de l'axe (A),
- un échangeur de chaleur (38) comportant un premier circuit (38a) alimenté en gaz d'échappement de la turbomachine, et un second circuit (38b) comportant au moins une entrée (38ba) reliée par un premier système annulaire (40a) à au moins une sortie (22) du compresseur centrifuge (14), et au moins une sortie (38bb) reliée par un second système annulaire (40b) à au moins une entrée de la chambre annulaire de combustion (24), les premier et second systèmes s'étendant autour de l'axe (A),

caractérisée en ce que chacun des premier et second systèmes (40a, 40b) est sectorisé et comprend au moins deux volutes (40a1, 40a2, 40b1, 40b2) formant des secteurs de système et réparties autour dudit axe (A).
Figure pour l'abrégié : Figure 6



FR 3 149 346 - A1



Description

Titre de l'invention : TURBOMACHINE D'AERONEF A CYCLE RECUPERE

Domaine technique de l'invention

[0001] La présente invention concerne une turbomachine d'aéronef équipée de volutes pour la mise en œuvre d'un cycle récupéré.

Arrière-plan technique

[0002] Une turbomachine d'aéronef comprend un générateur de gaz comportant d'amont en aval, dans le sens d'écoulement des gaz, au moins un compresseur, une chambre annulaire de combustion, et au moins une turbine. Le compresseur est alimenté en air et le comprime. L'air comprimé est mélangé à du carburant et brûlé dans la chambre de combustion qui fournit des gaz de combustion à la turbine. Ces gaz de combustion se détendent dans la turbine et entraînent en rotation son rotor, qui entraîne à son tour, par l'intermédiaire d'un arbre commun, le rotor du compresseur.

[0003] Une turbomachine peut être équipée d'un ou plusieurs corps comportant chacun un rotor de compresseur relié par un arbre à un rotor de turbine.

[0004] On comprend ainsi qu'une turbomachine peut comprendre plusieurs compresseurs successifs (par exemple un compresseur basse pression suivi d'un compresseur haute pression), ainsi que plusieurs turbines successives (par exemple une turbine haute pression suivie d'une turbine basse pression).

[0005] Dans la présente demande, on entend par une turbomachine à cycle classique, une turbomachine dont l'air comprimé sortant du ou des compresseurs alimentent directement la chambre de combustion.

[0006] A contrario, on entend par une turbomachine à cycle récupéré, une turbomachine dans laquelle les gaz de combustion s'écoulant en sortie de la ou des turbines sont utilisés pour réchauffer l'air comprimé sortant du ou des compresseurs et destiné à alimenter la chambre de combustion. Cette technologie permet d'améliorer les performances de la turbomachine car la quantité de carburant nécessaire pour atteindre la température de fonctionnement de la turbomachine est inférieure à celle nécessaire dans le cadre d'une turbomachine à cycle classique.

[0007] La [Fig.1] représente de manière très schématique une turbomachine à cycle récupéré.

[0008] La turbomachine 1 comprend d'amont en aval un compresseur 2, une chambre annulaire de combustion 3, et une turbine 4. Les rotors du compresseur 2 et de la turbine 4 sont reliés ensemble par un arbre 6 et forment un même corps.

[0009] La turbomachine 1 comprend un échangeur de chaleur 7 dont un premier circuit est

alimenté par des gaz de combustion prélevés en sortie de la turbine 4. L'échangeur 7 comprend un second circuit qui est alimenté en air comprimé sortant du compresseur 2 et qui fournit de l'air comprimé réchauffé à la chambre de combustion 3.

- [0010] L'intégration de cette technologie peut être rendue complexe lorsque le compresseur 2 est du type centrifuge. Un compresseur centrifuge est un compresseur qui a une entrée orientée parallèlement à l'axe longitudinal de la turbomachine, et une sortie qui est orientée radialement par rapport à cet axe.
- [0011] Ce type de compresseur est associé à un système de diffusion et de redressement du flux d'air comprimé. Ce système comprend un ensemble diffuseur-redresseur et comporte donc un diffuseur annulaire qui est orienté sensiblement radialement et qui est aligné avec la sortie du compresseur centrifuge, et un redresseur annulaire qui est orienté sensiblement axialement pour orienter le flux d'air comprimé vers la chambre de combustion.
- [0012] Des solutions d'intégration pour cette technologie ont déjà été proposées dans le passé et consiste à utiliser un ensemble de deux volutes (WO-A1-2021/255383 et WO-A1-2021/255384).
- [0013] Une volute est un conduit enroulé en spirale autour d'un axe et dont la section de passage de fluide évolue. Dans le cadre de la présente demande, une volute comprend un conduit annulaire enroulé autour de l'axe longitudinal de la turbomachine et relié à un premier port situé à la périphérie externe du conduit et orienté en direction tangentielle, et un second port situé à la périphérie interne du conduit et orienté en direction radiale.
- [0014] Une première volute a son second port qui est raccordé à la sortie du diffuseur et son premier port qui alimente l'entrée du second circuit de l'échangeur. La sortie de ce second circuit est reliée au premier port de la seconde volute dont le second port est raccordé à l'entrée du redresseur.
- [0015] La présente invention propose un perfectionnement à cette technologie, qui permet de résoudre tout ou partie des problèmes techniques suivants :
- [0016] - assurer la collecte de l'air en sortie du compresseur centrifuge en minimisant les pertes de charge,
- [0017] - alimenter de façon homogène l'échangeur de chaleur,
- [0018] - alimenter la chambre de combustion avec l'air issu de l'échangeur de chaleur en minimisant les pertes de charge et de préférence avec une giration résiduelle pour assurer un fonctionnement optimal de la chambre, et
- [0019] - mettre en œuvre une dérivation du flux de gaz (prélèvement en sortie du compresseur et réinjection au niveau de la chambre de combustion) en étant le moins intrusif possible sur les composants de la turbomachine qui n'est pas conçue pour ce mode de fonctionnement à l'origine.

Résumé de l'invention

- [0020] L'invention concerne une turbomachine d'aéronef, comportant :
- [0021] - un compresseur centrifuge s'étendant autour d'un axe, également appelé axe longitudinal,
- [0022] - une chambre annulaire de combustion s'étendant autour de l'axe,
- [0023] - un échangeur de chaleur comportant un premier circuit alimenté en gaz d'échappement de la turbomachine, et un second circuit comportant au moins une entrée reliée par un premier système annulaire à au moins une sortie du compresseur centrifuge, et au moins une sortie reliée par un second système annulaire à au moins une entrée de la chambre annulaire de combustion, les premier et second systèmes s'étendant autour de l'axe,
- [0024] caractérisée en ce que chacun des premier et second systèmes est sectorisé et comprend au moins deux volutes formant des secteurs de système et réparties autour dudit axe, chacune des volutes comportant à une extrémité circonférentielle un premier port et à une extrémité circonférentielle opposée un second port, et ayant une section de passage évolutive qui est maximale au niveau du premier port et minimale au niveau du second port,
- [0025] les volutes du premier système ayant leurs seconds ports qui sont des ports d'entrée et qui sont reliés à ladite au moins une sortie du compresseur centrifuge, et leurs premiers ports qui sont des ports de sortie et qui sont reliés à ladite au moins une entrée du second circuit, et
- [0026] les volutes du second système ayant leurs premiers ports qui sont des ports d'entrée et qui sont reliés à ladite au moins une sortie du second circuit, et leurs seconds ports qui sont des ports de sortie et qui sont reliés à ladite au moins une entrée de la chambre annulaire de combustion.
- [0027] La volute utilisée dans la technique antérieure pour prélever de l'air comprimé en sortie du diffuseur est donc remplacée par un système à plusieurs volutes réparties autour de l'axe. De la même façon, la volute utilisée dans la technique antérieure pour injecter de l'air en entrée de la chambre est remplacée par un système à plusieurs volutes réparties autour de l'axe. On comprend donc que chaque volute de la technique antérieure est remplacée par deux ou plus volutes. On comprend également que les volutes forment des secteurs et donc que leur étendue angulaire autour de l'axe est inférieure à 360° et dépend du nombre de volutes du système. Pour un système à deux secteurs et donc deux volutes, chaque volute (aussi appelée demi-volute) a une étendue angulaire d'au moins 180° . Pour un système à trois secteurs et trois volutes, chaque volute a une étendue angulaire d'au moins 120° . Pour un système à quatre secteurs et quatre volutes, chaque volute a une étendue angulaire d'au moins 90° . Les volutes d'un

même système peuvent avoir leurs extrémités circonférentielles qui se chevauchent mutuellement en direction axiale.

[0028] La présence de deux ou plus volutes au lieu d'une seule volute de 360° permet de limiter leur diamètre et donc l'encombrement radial du système et de la turbomachine. Elle permet aussi d'alimenter l'échangeur thermique en deux ou plus zones réparties autour de l'axe, ce qui assure une répartition homogène du flux d'air « froid » dans l'échangeur pour maximiser son efficacité thermique.

[0029] La turbomachine selon l'invention peut comprendre une ou plusieurs des étapes ou caractéristiques suivantes, considérées indépendamment les unes des autres ou en combinaison les unes avec les autres :

- chacun des premier et second systèmes comprend deux volutes qui s'étendent chacune sur au moins 180° autour de l'axe ;
- chacun des premier et second systèmes comprend trois ou quatre volutes ;
- les premiers ports des volutes du premier système sont diamétralement opposés par rapport à l'axe, et leurs seconds ports sont diamétralement opposés par rapport à l'axe ;
- les premiers ports des volutes du second système sont diamétralement opposés par rapport à l'axe, et leurs seconds ports sont diamétralement opposés par rapport à l'axe ;
- les premiers ports des volutes du premier système sont alignés axialement avec les premiers ports des volutes du second système, et les seconds ports des volutes du premier système sont alignés axialement avec les seconds ports (44) des volutes du second système ;
- l'axe (longitudinal) est un axe de symétrie pour les volutes du premier système, d'une part, et pour les volutes du second système, d'autre part ;
- les seconds ports des volutes des premier et second systèmes sont orientés en direction radiale, et les premiers ports des volutes des premier et second systèmes sont orientés en direction tangentielle ;
- les seconds ports des volutes des premier et second systèmes sont reliés à des extrémités de conduits coudés, ces conduits coudés ayant des extrémités opposées orientées parallèlement à l'axe ;
- les sorties des conduits coudés sont chacune raccordées à un soufflet flexible ;
- les premier et second systèmes sont accolés axialement l'un à l'autre ;
- les seconds ports du second système comprennent des aubes de redresseur de flux d'air ; la présence des aubes de redresseur intégrés aux volutes permet d'assurer la présence d'une giration résiduelle en entrée de la chambre conformément au besoin ; ces aubes de redresseur peuvent remplacer le redresseur de la technique antérieure prévue en amont de la chambre par

exemple.

[0030] La présente invention concerne encore un ensemble de volutes pour une turbomachine telle que décrite ci-dessus, cet ensemble comportant des premier et second systèmes annulaires qui s'étendent autour d'un même axe et qui comportent chacun au moins deux volutes qui forment des secteurs de système et qui sont réparties autour de l'axe, chacune des volutes comportant à une extrémité circonférentielle un premier port et à une extrémité circonférentielle opposée un second port, et ayant une section de passage évolutive qui est maximale au niveau du premier port et minimale au niveau du second port.

Brève description des figures

[0031] D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaitront au cours de la lecture de la description détaillée qui va suivre pour la compréhension de laquelle on se reportera aux dessins annexés dans lesquels :

[0032] [Fig.1] la [Fig.1] est une vue très schématique d'une turbomachine d'aéronef à cycle récupéré ;

[0033] [Fig.2] la [Fig.2] est une vue schématique partielle en coupe axiale d'une turbomachine d'aéronef à cycle récupéré,

[0034] [Fig.3] la [Fig.3] est une vue schématique en perspective d'un ensemble de volutes selon l'invention ;

[0035] [Fig.4] la [Fig.4] est une vue schématique en coupe axiale de l'ensemble de volutes de la [Fig.3] ;

[0036] [Fig.5] la [Fig.5] est une vue schématique en perspective de l'ensemble de volutes de la [Fig.3] et d'un échangeur de chaleur ;

[0037] [Fig.6] la [Fig.6] est une autre vue schématique en perspective de l'ensemble de volutes et de l'échangeur de chaleur de la [Fig.5] ;

[0038] [Fig.7] la [Fig.7] est une vue schématique en perspective de l'échangeur de chaleur de la [Fig.5] ; et

[0039] [Fig.8] la [Fig.8] est une vue schématique en perspective d'un système annulaire à deux volutes.

Description détaillée de l'invention

[0040] La [Fig.1] a déjà été décrite dans ce qui précède.

[0041] La [Fig.2] illustre une partie d'une turbomachine 10 d'aéronef selon l'invention

[0042] La turbomachine 10 est partiellement représentée à la [Fig.1] et comprend de manière classique au moins un compresseur, une chambre annulaire de combustion et au moins une turbine.

[0043] Dans l'exemple représenté, la turbomachine 10 comprend deux compresseurs 12, 14 successifs qui sont donc montés l'un à la suite de l'autre et qui sont tous les deux du

type centrifuge.

- [0044] Les compresseurs 12, 14 ont une forme annulaire et sont coaxiaux et centrés sur un axe A également appelé axe longitudinal, qui est l'axe longitudinal de la turbomachine 10. Chaque compresseur 12, 14 comprend un stator 16 et un rotor aubagé 18, appelé rouet, qui tourne à l'intérieur du stator 16 et autour de l'axe A.
- [0045] Chaque compresseur 12, 14 comprend une entrée 20 orientée axialement vers l'amont et une sortie 22 orientée radialement vers l'extérieur vis-à-vis de l'axe A. Les expressions amont et aval font ici référence à l'écoulement général de l'air et des gaz dans la turbomachine 10.
- [0046] Le compresseur 14 est ainsi situé en aval du compresseur 12.
- [0047] La turbomachine 10 de la [Fig.2] comprend en outre une chambre de combustion 24 qui est située en aval du compresseur 14.
- [0048] La chambre de combustion 24 comprend deux parois annulaires, respectivement interne 24a, et externe 24b, qui définissent entre elles une cavité annulaire dans laquelle sont injectés et mélangés de l'air comprimé provenant du compresseur 14 et du carburant provenant d'injecteurs 26.
- [0049] Les parois 24a, 24b sont reliées entre elles par un fond de chambre 28 qui a une forme annulaire et qui comprend des orifices (non visibles) de passage de l'air comprimé provenant du compresseur 14 pour l'alimentation de la chambre 24.
- [0050] La chambre de combustion 24 est entourée par un carter annulaire externe 29 qui porte notamment les injecteurs 26.
- [0051] Dans l'exemple représenté, la chambre 24 est du type inversé car son fond de chambre 28 est situé du côté aval de cette chambre. La sortie de la chambre 24 est située du côté amont de la chambre et est raccordée à une ou plusieurs turbines 30 disposées en aval de la chambre.
- [0052] Les gaz de combustion injectés dans la turbine 30 se détendent et entraînent son rotor qui est relié par un arbre au rotor 18 d'au moins un des compresseurs 12, 14 en vue de leur entraînement en rotation autour de l'axe A.
- [0053] Les gaz de combustion sont ensuite évacués dans une tuyère d'échappement des gaz de combustion qui n'est pas représentée.
- [0054] Dans une turbomachine 10 à cycle classique, le raccordement de la sortie du compresseur 14 à la chambre de combustion 24 est réalisé par un système 32 de diffusion et de redressement d'air, aussi appelé diffuseur-redresseur.
- [0055] Ce système 32 comporte :
- [0056] - un diffuseur annulaire 34 qui est orienté sensiblement radialement et qui comprend à sa périphérie interne une entrée 34a alimentée par le compresseur 14 et alignée radialement avec la sortie 22 de ce dernier, et une sortie 34b à sa périphérie externe qui débouche radialement vers l'extérieur ; et

- [0057] - un redresseur annulaire 36 qui est orienté sensiblement axialement dans l'exemple représenté et qui comprend à son extrémité amont une entrée 36a, et à son extrémité aval une sortie 36b pour alimenter la chambre de combustion 24.
- [0058] Le diffuseur 34 est situé en amont de la chambre 24 et de ses parois 24a, 24b et le redresseur 36 s'étend autour de la chambre 24 et de ses parois 24a, 24b et à l'intérieur du carter 29. Le diffuseur 34 peut être fixé par bridage au stator 16 du compresseur 12 et/ou du compresseur 14. Le redresseur 36 peut être fixé par bridage au carter 29.
- [0059] Le diffuseur 34 et le redresseur 36 peuvent être aubagés.
- [0060] Dans une turbomachine 10 à cycle classique, la sortie 34b du diffuseur 34 est directement raccordée, par exemple par un conduit coudé en L à l'entrée 36a du redresseur 36. Autrement, l'air comprimé sortant du compresseur 14 alimente directement la chambre de combustion 24.
- [0061] Selon l'invention, la turbomachine 10 est du type à cycle récupéré ce qui signifie que l'air comprimé sortant du compresseur 14 est chauffé avant d'être injecté dans la chambre de combustion 24.
- [0062] Le chauffage de l'air comprimé est réalisé au moyen d'un échangeur de chaleur 38 d'une part et d'un ensemble de volutes 40 d'autres part.
- [0063] L'échangeur de chaleur 38 est schématiquement représenté et comprend pour l'essentiel deux circuits 38a, 38b, à savoir :
- [0064] - un premier circuit 38a dont une entrée 38aa est raccordé à des moyens de prélèvement de gaz d'échappement en sortie des turbines 30 ou dans la tuyère d'échappement précitée, et une sortie 38ab qui peut également être reliée à la tuyère d'échappement en vue du relargage de ces gaz dans l'atmosphère, et
- [0065] - un second circuit 38b comportant au moins une entrée 38ba et au moins une sortie 38bc reliées à l'ensemble de volutes 40.
- [0066] L'ensemble de volutes 40 est mieux visible aux figures 3 à 8.
- [0067] L'ensemble 40 comprend deux systèmes annulaires 40a, 40b qui s'étendent autour d'un même axe, à savoir l'axe longitudinal A de la turbomachine 10, et qui peuvent être accolés comme dans l'exemple représenté.
- [0068] Chaque système 40a, 40b est sectorisé et comprend au moins deux volutes 40a1, 40a2, 40b1, 40b2 formant des secteurs de ce système et réparties autour de l'axe A.
- [0069] L'ensemble de volutes 40 est raccordé au diffuseur 34, au redresseur 36 ou à la chambre de combustion 24, et à l'échangeur 38 de la façon suivante. Le système 40a est raccordé à la sortie 34b du diffuseur 34 et alimente l'entrée 38ba du second circuit 38b de l'échangeur 38. La sortie 38bb de ce second circuit 38b est reliée par le second système à l'entrée 36a du redresseur 36 ou directement à la chambre de combustion 24 comme on le verra dans ce qui suit.
- [0070] Dans l'exemple représenté, le système 40a comprend deux volutes 40a1, 40a2 qui

forment deux secteurs du premier système 40a. La volute 40a1 s'étend de 0 à 180° au moins autour de l'axe A, et la volute 40a2 s'étend de 180 à 360° au moins autour de l'axe A. Les volutes 40a1, 40a2 sont donc globalement diamétralement opposées même si elles ont des configurations particulières qui seront décrites dans ce qui suit. Les volutes 40a1, 40a2 ont des sens d'enroulement inversés. Les extrémités circonférentielles des volutes 40a1, 40a2 peuvent se chevaucher mutuellement en direction axiale, comme cela est visible dans les dessins.

- [0071] Le premier système 40a permet de relier l'entrée 38ba ou les entrées 38ba du premier circuit 38b à une ou plusieurs sorties 34b du diffuseur 34.
- [0072] Chaque volute 40a1, 40a2 comporte un premier port 42, qui est un port de sortie, et un second port 44, qui est un port d'entrée, et chaque volute 40a1, 40a2 a une section de passage évolutive qui est maximale au niveau du premier port 42 et minimale au niveau du second port 44.
- [0073] Chaque volute 40a1, 40a2 a son second port 44 (port d'entrée) qui est relié à la sortie 34b ou à une des sorties 34b et son premier port 42 (port de sortie) qui est relié à l'entrée 38ba ou à une des entrées 38ba du second circuit 38b. Dans la mesure où le système 40a comprend deux volutes 40a1, 40a2 et donc deux ports de sortie (premiers ports 42), ces ports de sortie peuvent être reliés à une même entrée 38ba de l'échangeur 38 ou à deux entrées 38ba distinctes de l'échangeur 38.
- [0074] Dans les figures, on constate en outre que les seconds ports 44 (ports d'entrée) des volutes 40a1, 40a2 sont diamétralement opposés par rapport à l'axe A, et leurs premiers ports (42 (ports de sortie) sont également diamétralement opposés par rapport à l'axe A.
- [0075] L'axe A peut être un axe de symétrie pour les volutes 40a1, 40a2.
- [0076] Dans l'exemple représenté, les seconds ports 44 (port d'entrée) des volutes 40a1, 40a2 sont orientés en direction radiale, et leurs premiers ports 42 (ports de sortie) sont orientés en direction tangentielle. Ces premiers ports 42 peuvent être reliés à des extrémités ou entrées de conduits coudés 50, ces conduits coudés 50 ayant des extrémités ou sorties orientées parallèlement à l'axe A.
- [0077] Les sorties des conduits 50 sont chacune raccordées à un soufflet flexible 60 par exemple.
- [0078] Le système 40b comprend deux volutes 40b1, 40b2 qui forment deux secteurs du second système 40b. La volute 40b1 s'étend de 0 à 180° au moins autour de l'axe A, et la volute 40b2 s'étend de 180 à 360° au moins autour de l'axe A. Les volutes 40b1, 40b2 sont donc globalement diamétralement opposées même si elles ont des configurations particulières qui seront décrites dans ce qui suit. Les volutes 40b1, 40b2 ont des sens d'enroulement inversés. Les extrémités circonférentielles des volutes 40b1, 40b2 peuvent se chevaucher mutuellement en direction axiale, comme cela est visible

dans les dessins.

- [0079] Le second système 40b permet de relier la sortie 38bb ou les sorties 38bb du premier circuit 38b à l'entrée de la chambre de combustion 24.
- [0080] Chaque volute 40b1, 40b2 comporte un premier port 46, qui est un port d'entrée, et un second port 48, qui est un port de sortie, et chaque volute 40b1, 40b2 a une section de passage évolutive qui est maximale au niveau du premier port 46 et minimale au niveau du second port 48.
- [0081] Chaque volute 40b1, 40b2 a son second port 48 (port de sortie) qui est relié à l'entrée 36a ou à une des entrées 36a et son premier port 46 (port d'entrée) qui est relié à la sortie 38bb ou à une des sorties 38bb du second circuit 38b. Dans la mesure où le système 40b comprend deux volutes 40b1, 40b2 et donc deux ports d'entrée (premiers ports 46), ces ports d'entrée peuvent être reliés à une même sortie 38bb de l'échangeur 38 ou à deux sorties 38bb distinctes de l'échangeur 38.
- [0082] Dans les figures, on constate en outre que les seconds ports 48 (ports de sortie) des volutes 40b1, 40b2 sont diamétralement opposés par rapport à l'axe A, et leurs premiers ports (46 (ports d'entrée) sont également diamétralement opposés par rapport à l'axe A.
- [0083] L'axe A peut être un axe de symétrie pour les volutes 40b1, 40b2.
- [0084] Dans l'exemple représenté, les seconds ports 48 (port de sortie) des volutes 40b1, 40a2 sont orientés en direction radiale, et leurs premiers ports 46 (ports d'entrée) sont orientés en direction tangentielle. Ces premiers ports 46 peuvent être reliés à des extrémités ou sorties de conduits coudés 80, ces conduits coudés 80 ayant des extrémités ou entrées orientées parallèlement à l'axe A.
- [0085] Les sorties des conduits 80 sont chacune raccordées à un soufflet flexible 60 par exemple.
- [0086] Avantagusement, les seconds ports 48 (port de sortie) des volutes 40b1, 40b2 comprennent des aubes de redresseur 70 de flux d'air (cf. [Fig.4]). Ces aubes de redresseur 70 ont pour fonction d'entraîner en rotation le flux d'air en entrée de la chambre 24. Du fait de cette giration imposée au flux d'air, les aubes de redresseur 70 pourraient remplacer le redresseur 36 prévu en général en amont de la chambre et représenté à la [Fig.2]. Dans ce cas, on pourrait considérer que les seconds ports 48 (port de sortie) sont directement reliés à la chambre de combustion 24.
- [0087] Les volutes 40a, 40b ont chacune une section de passage de forme circulaire ou ovale, de préférence sur toute leur étendue circonférentielle. Par forme ovale, on entend toute forme elliptique ou ovoïde, ou encore oblongue. D'autres formes sont cependant envisageables.
- [0088] Les volutes 40a, 40b sont accolées et, de préférence, ne sont pas imbriquées l'une dans l'autre de façon à limiter les échanges thermiques entre les flux d'air circulant si-

multanément dans les deux volutes. Cela signifie que la section de passage d'une volute n'empiète pas sur la section de passage de l'autre volute.

[0089] Par ailleurs, les systèmes 40a, 40b peuvent être fixées au carter par bridage.

[0090] Dans l'exemple représenté, l'ensemble de volutes 40 est formé d'une seule pièce avec une bride annulaire 90 de fixation au carter 29 (cf. [Fig.4]).

[0091] Les systèmes 40a, 40b et les volutes 40aa, 40a2, 40b1, 40b2 sont donc formés d'une seule pièce.

[0092] L'ensemble de volutes 40 peut être fabriqué de différentes façons. Les volutes peuvent être fabriquées en deux parties par exemple : une partie en fonderie et une partie via un assemblage de tôles. Une variante consisterait à fabriquer les volutes en trois parties soudées / vissées entre elles : une partie en fonderie, une partie en fabrication additive, et une partie en tôlerie. Une autre variante consisterait à réaliser les quatre demi-volutes entièrement en fonderie

[0093] Une autre variante consisterait à définir un système de volutes, de conduits et d'échangeur complètement modulable avec la possibilité de démonter rapidement l'échangeur une fois la turbomachine intégrée dans l'aéronef en fonction des besoins de l'utilisateur ou s'il y a besoin de réaliser des essais de la turbomachine sans échangeur par exemple.

[0094] La présente invention présente plusieurs avantages parmi lesquels :

- les volutes de collecte et d'alimentation permettent de faire circuler le flux d'air dans l'échangeur de façon homogène tout en assurant des pertes de charge minimales ;
- les aubes de redresseur situés en aval des volutes d'alimentation de la chambre orientent le flux d'air avec la valeur de giration adéquate pour assurer le bon fonctionnement de la chambre de combustion ;
- les demi-volutes permettent de minimiser le diamètre des conduits amenant l'air à l'échangeur par rapport à une volute complète à 360° et donc de limiter l'encombrement radial de la turbomachine ;
- les demi-volutes permettent, par rapport à une volute complète sur 360°, d'assurer l'équilibre du rotor du compresseur centrifuge en limitant les sollicitations aérodynamiques (pics de pression statique), et d'assurer une meilleur homogénéité de la sollicitation thermomécanique de la volute.

[0095] La présente invention peut être utilisée et/ou appliquée pour des turbomachines fonctionnant avec un cycle récupéré (présence d'un échangeur thermique). Cela comprend :

- les turbomoteurs pour hélicoptère ou drones,
- les turbopropulseurs pour avion ou drones,
- les turbosoufflantes pour avions civils ou militaires,
- les unités de puissance auxiliaire (APU),

- les turbogénérateurs pour avions et véhicules de type VTOL/CTOL civils, militaires à propulsion électrique distribuée,
- etc.

Revendications

- [Revendication 1] Turbomachine (10) d'aéronef, comportant :
- un compresseur centrifuge (14) s'étendant autour d'un axe longitudinal (A) de la turbomachine,
 - une chambre annulaire de combustion (24) s'étendant autour de l'axe longitudinal (A),
 - un échangeur de chaleur (38) comportant un premier circuit (38a) alimenté en gaz d'échappement de la turbomachine, et un second circuit (38b) comportant au moins une entrée (38ba) reliée par un premier système annulaire (40a) à au moins une sortie (22) du compresseur centrifuge (14), et au moins une sortie (38bb) reliée par un second système annulaire (40b) à au moins une entrée de la chambre annulaire de combustion (24), les premier et second systèmes s'étendant autour de l'axe longitudinal (A),
- caractérisée en ce que chacun des premier et second systèmes (40a, 40b) est sectorisé et comprend au moins deux volutes (40a1, 40a2, 40b1, 40b2) formant des secteurs de système et réparties autour dudit axe longitudinal (A), chacune des volutes (40a1, 40a2, 40b1, 40b2) comportant à une extrémité circonférentielle un premier port (42, 46) et à une extrémité circonférentielle opposée un second port (44, 48), et ayant une section de passage évolutive qui est maximale au niveau du premier port (42, 46) et minimale au niveau du second port (44, 48),
- les volutes (40a1, 40a2) du premier système (40a) ayant leurs seconds ports (44) qui sont des ports d'entrée et qui sont reliés à ladite au moins une sortie (22) du compresseur centrifuge (14), et leurs premiers ports (42) qui sont des ports de sortie et qui sont reliés à ladite au moins une entrée (38ba) du second circuit (38b), et
- les volutes (40b1, 40b2) du second système (40b) ayant leurs premiers ports (46) qui sont des ports d'entrée et qui sont reliés à ladite au moins une sortie (38bb) du second circuit (38b), et leurs seconds ports (48) qui sont des ports de sortie et qui sont reliés à ladite au moins une entrée (36a) de la chambre annulaire de combustion (24).
- [Revendication 2] Turbomachine (10) selon la revendication 1, dans laquelle chacun des premier et second systèmes (40a, 40b) comprend deux volutes (40a, 40a2, 40b1, 40b2) qui s'étendent chacune sur au moins 180° autour de l'axe longitudinal (A).
- [Revendication 3] Turbomachine (10) selon la revendication 1, dans laquelle chacun des

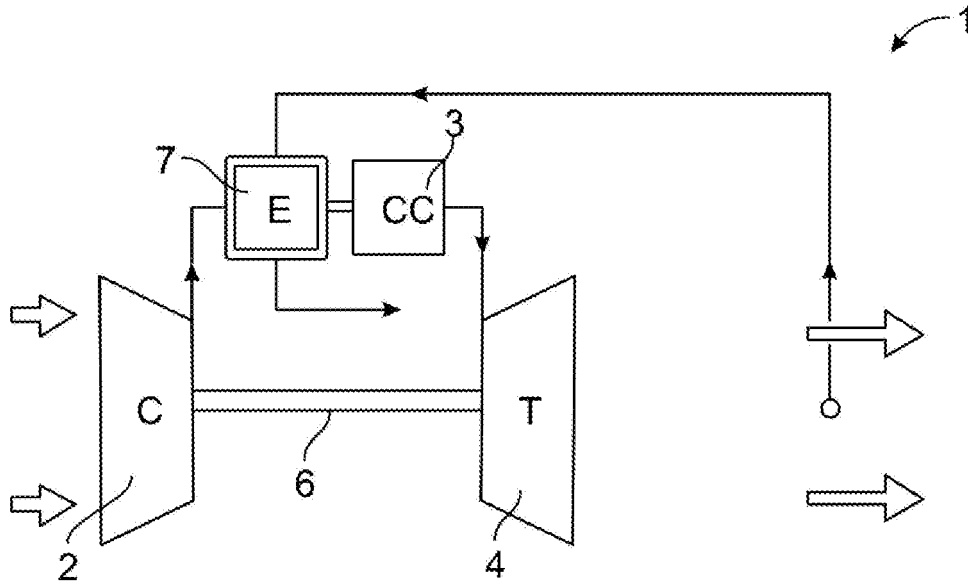
- premier et second systèmes (40a, 40b) comprend trois ou quatre volutes.
- [Revendication 4] Turbomachine (10) selon la revendication 2, dans laquelle les premiers ports (42) des volutes (40a1, 40a2) du premier système (40a) sont diamétralement opposés par rapport à l'axe longitudinal (A), et leurs seconds ports (44) sont diamétralement opposés par rapport à l'axe longitudinal (A).
- [Revendication 5] Turbomachine (10) selon la revendication 2 ou 4, dans laquelle les premiers ports (46) des volutes (40b1, 40b2) du second système (40b) sont diamétralement opposés par rapport à l'axe longitudinal (A), et leurs seconds ports (48) sont diamétralement opposés par rapport à l'axe longitudinal (A).
- [Revendication 6] Turbomachine (10) selon l'ensemble des revendications 4 et 5, dans laquelle les premiers ports (42) des volutes (40a1, 40a2) du premier système (40a) sont alignés axialement avec les premiers ports (46) des volutes (40b1, 40b2) du second système (40b), et les seconds ports (44) des volutes (40a1, 40a2) du premier système (40a) sont alignés axialement avec les seconds ports (48) des volutes (40b1, 40b2) du second système (40b).
- [Revendication 7] Turbomachine (10) selon l'une des revendications 2, et 4 à 6, dans laquelle l'axe longitudinal (A) est un axe de symétrie pour les volutes (40a1, 40a2) du premier système (40a), d'une part, et pour les volutes (40b1, 40b2) du second système (40b), d'autre part.
- [Revendication 8] Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, dans laquelle les seconds ports (44, 48) des volutes (40a1, 40a2, 40b1, 40b2) des premier et second systèmes (40a, 40b) sont orientés en direction radiale, et les premiers ports (42, 46) des volutes (40a1, 40a2, 40b1, 40b2) des premier et second systèmes (40a, 40b) sont orientés en direction tangentielle.
- [Revendication 9] Turbomachine (10) selon la revendication 8, dans laquelle les seconds ports (44, 48) des volutes (40a1, 40a2, 40b1, 40b2) des premier et second systèmes (40a, 40b) sont reliés à des extrémités de conduits coudés (50, 80), ces conduits coudés (50, 80) ayant des extrémités opposées orientées parallèlement à l'axe longitudinal (A).
- [Revendication 10] Turbomachine (10) selon la revendication 9, dans laquelle les sorties des conduits coudés (50, 80) sont chacune raccordées à un soufflet flexible (60).
- [Revendication 11] Turbomachine (10) selon l'une des revendications 1 à 10, dans laquelle les premier et second systèmes (40a, 40b) sont accolés axialement l'un à

l'autre.

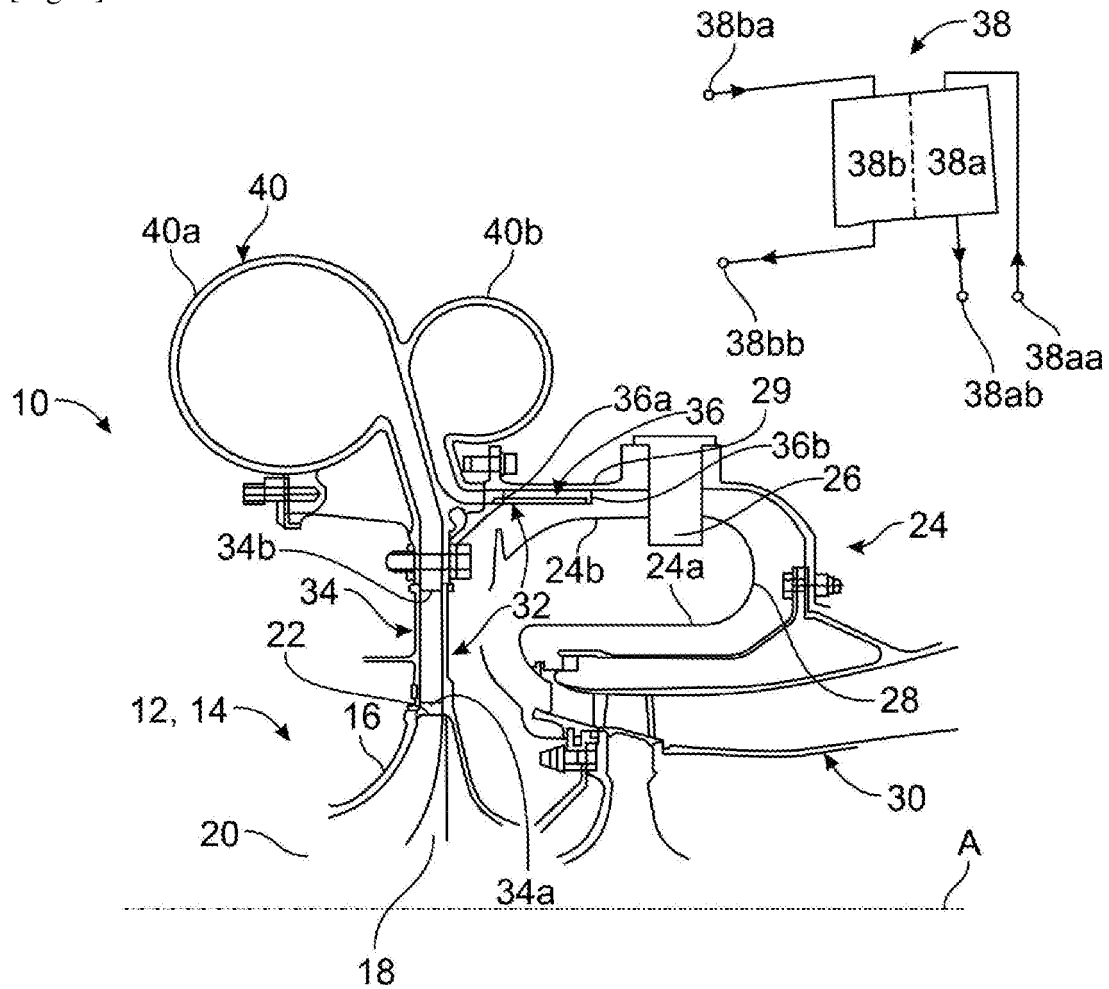
[Revendication 12] Turbomachine (10) selon l'une des revendications 1 à 11, dans laquelle les seconds ports (48) du second système (40b) comprennent des aubes (70) de redresseur de flux d'air.

[Revendication 13] Ensemble de volutes pour une turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, cet ensemble comportant des premier et second systèmes annulaires (40a, 40b) qui s'étendent autour d'un même axe longitudinal (A) et qui comportent chacun au moins deux volutes (40a1, 40a2, 40b1, 40b2) qui forment des secteurs de système et qui sont réparties autour de l'axe longitudinal (A), chacune des volutes (40a1, 40a2, 40b1, 40b2) comportant à une extrémité circonférentielle un premier port (42, 46) et à une extrémité circonférentielle opposée un second port (44, 48), et ayant une section de passage évolutive qui est maximale au niveau du premier port (42, 48) et minimale au niveau du second port (44, 48),

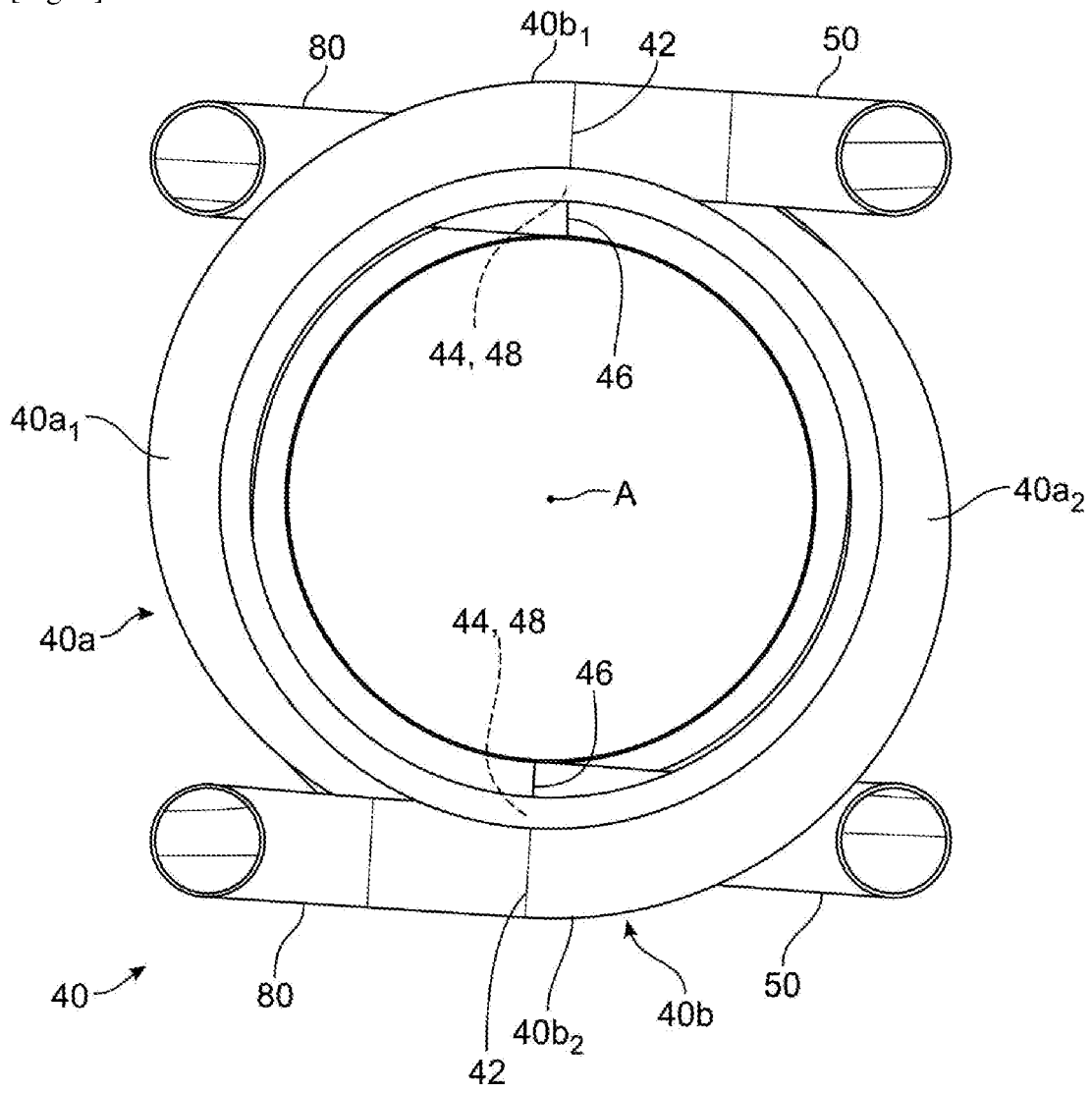
[Fig. 1]



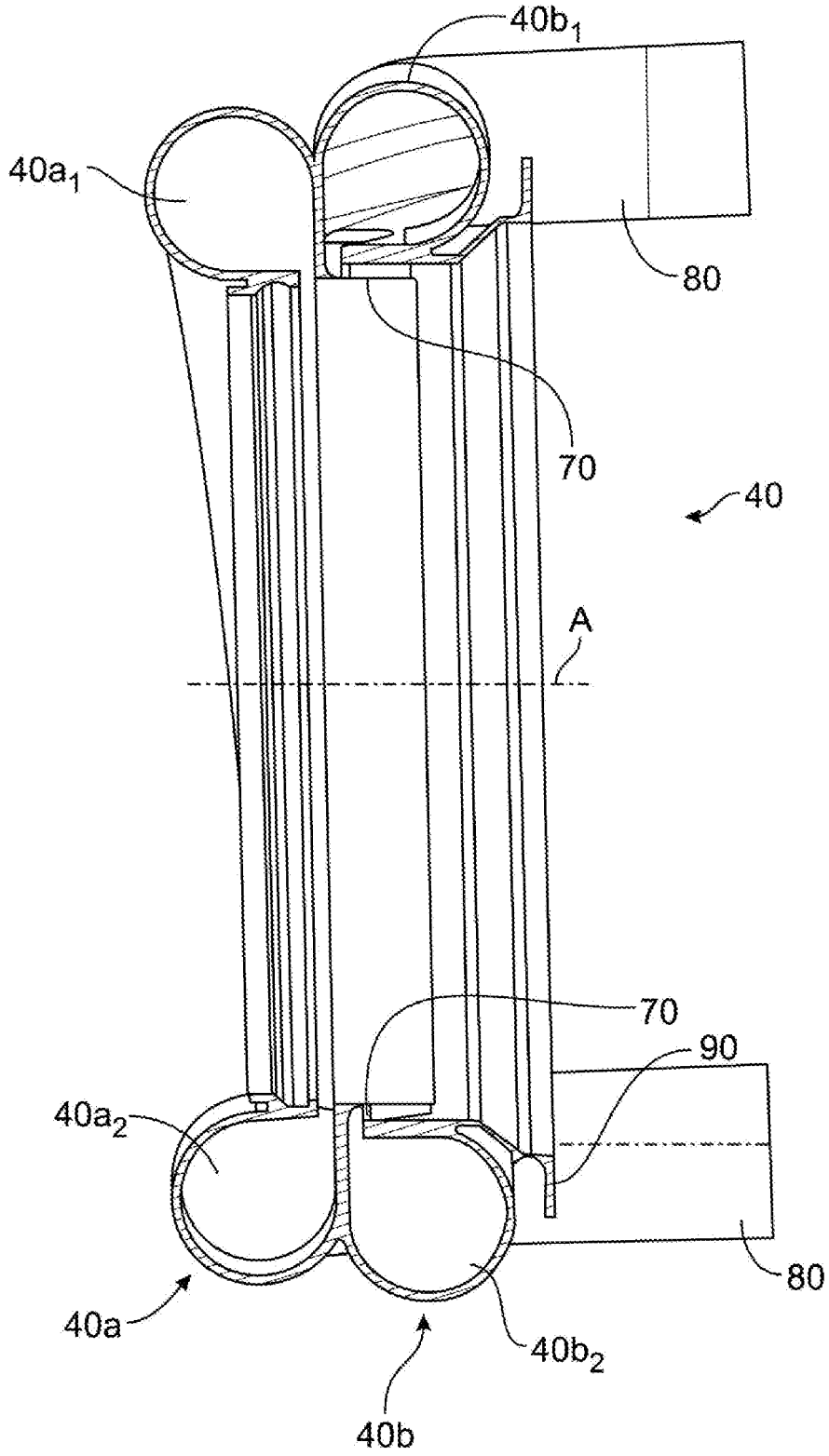
[Fig. 2]



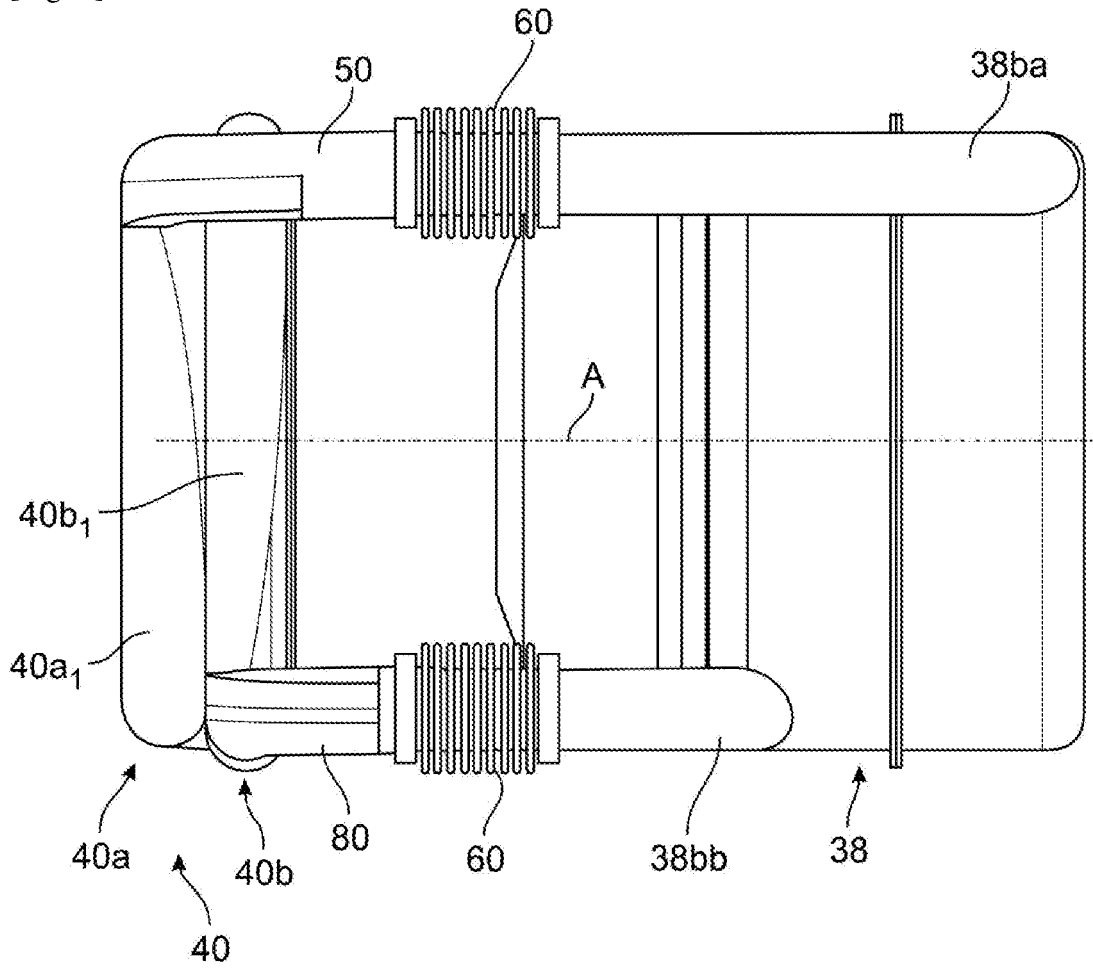
[Fig. 3]



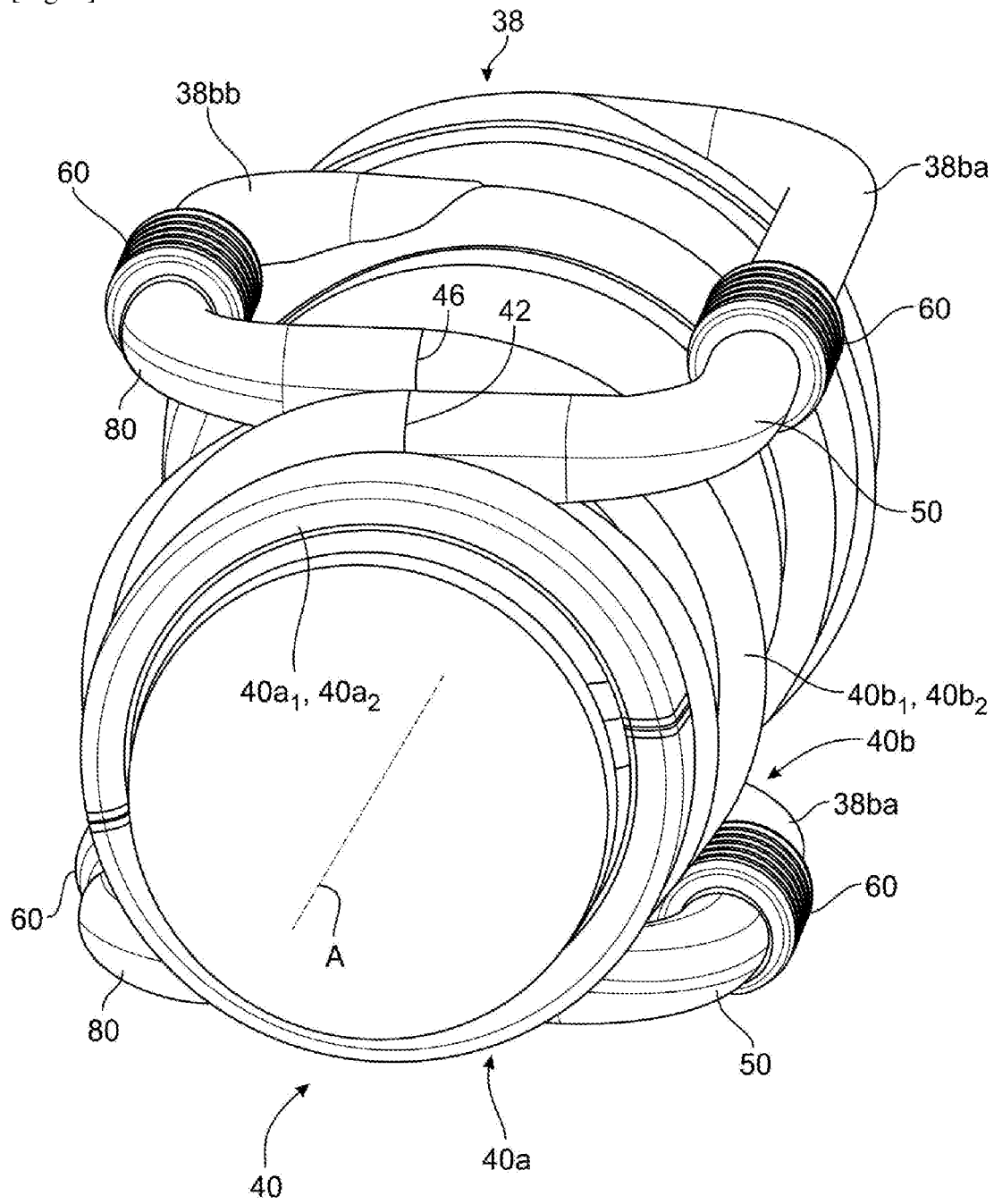
[Fig. 4]



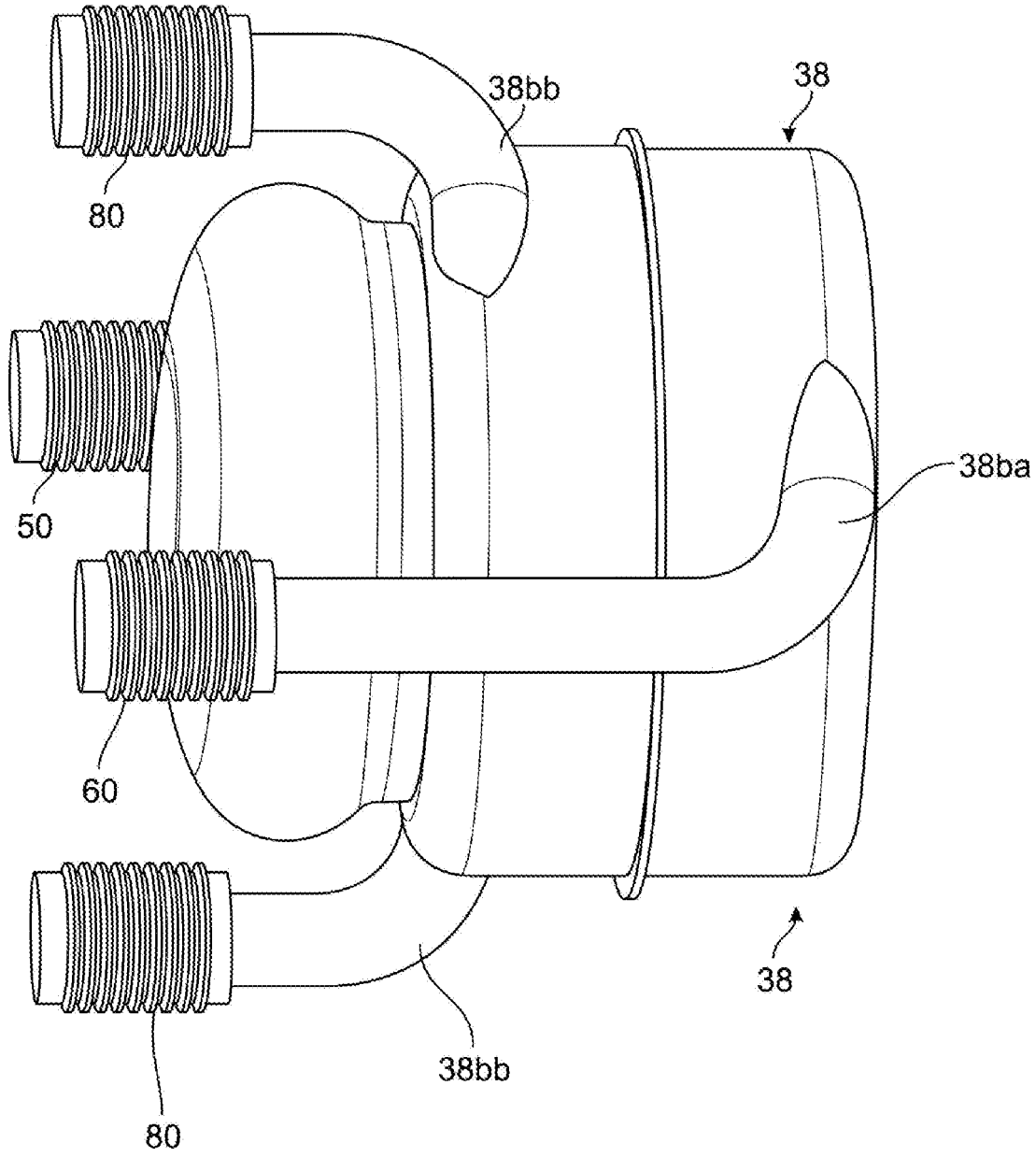
[Fig. 5]



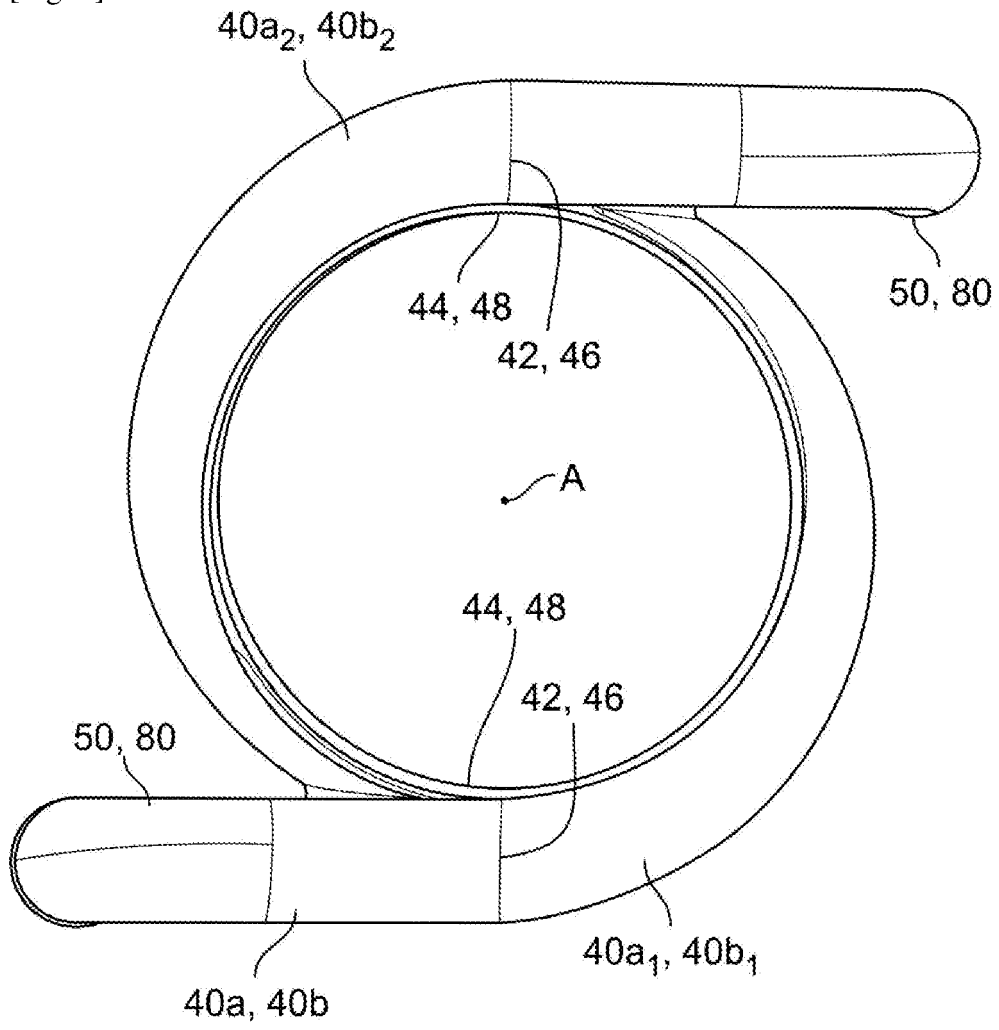
[Fig. 6]



[Fig. 7]



[Fig. 8]



**RAPPORT DE RECHERCHE
 PRÉLIMINAIRE**
N° d'enregistrement
national
 établi sur la base des dernières revendications
 déposées avant le commencement de la recherche

FA 920636
FR 2305515

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 A	GB 615 680 A (BIRMINGHAM SMALL ARMS CO LTD; PHILIP HECTOR LAWRENCE ET AL.) 10 janvier 1949 (1949-01-10) * page 4, ligne 62 - ligne 95 * * page 5, ligne 35 - ligne 61 * * figures * -----	13 1-12	F01D 9/02 F02C 3/10 F02C 7/08 F04D 29/42
	X A GB 817 951 A (ANTONY FRANCIS GILLINGHAM) 6 août 1959 (1959-08-06) * page 1, ligne 23 - ligne 28 * * page 1, ligne 45 - page 2, ligne 75 * * page 4, ligne 51 - ligne 56 * * figures * -----	13 1-12	
A, D	WO 2021/255383 A1 (SAFRAN HELICOPTER ENGINES [FR]) 23 décembre 2021 (2021-12-23) * le document en entier * -----	1-13	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) F02C F01D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
18 janvier 2024		O'Shea, Gearóid	
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 2305515 FA 920636**

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 **18-01-2024**
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
GB 615680	A	10-01-1949	AUCUN		

GB 817951	A	06-08-1959	AUCUN		

WO 2021255383	A1	23-12-2021	CN	115867723 A	28-03-2023
			EP	4168658 A1	26-04-2023
			FR	3111666 A1	24-12-2021
			US	2023220800 A1	13-07-2023
			WO	2021255383 A1	23-12-2021
