

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



WIPO | PCT



(10) Numéro de publication internationale
WO 2016/120551 A1

(43) Date de la publication internationale
4 août 2016 (04.08.2016)

(51) Classification internationale des brevets :
F23R 7/00 (2006.01) F02C 5/12 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2016/050142

(22) Date de dépôt international :
25 janvier 2016 (25.01.2016)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1550588 26 janvier 2015 (26.01.2015) FR

(71) Déposant : SAFRAN [FR/FR]; 2 Boulevard du Général
Martial Valin, 75015 Paris (FR).

(72) Inventeur : LEYKO, Matthieu; Snecma PI (AJI), Rond-
Point René Ravaud - Réau, 77550 Moissy-Cramayel (FR).

(74) Mandataires : BARBE, Laurent et al.; Gevers & Ores, 41
avenue de Friedland, 75008 Paris (FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM,

AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY,
BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM,
DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT,
HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR,
KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG,
MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM,
PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC,
SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN,
TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre
de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH,
GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ,
TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU,
TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE,
DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU,
LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK,
SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ,
GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

(54) Title : CONSTANT-VOLUME COMBUSTION MODULE FOR A TURBINE ENGINE

(54) Titre : MODULE DE COMBUSTION A VOLUME CONSTANT POUR UNE TURBOMACHINE

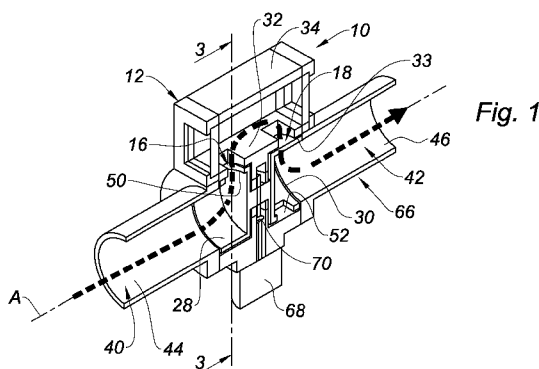


Fig. 1

(57) Abstract : The invention relates to a turbine engine combustion module (10), in particular for an aircraft turbine engine, designed to carry out constant-volume combustion, comprising: a plurality of combustion chambers (12) distributed angularly in a regular manner about an axis (A), each chamber (12) comprising a compressed gas intake port (16) and a burnt gas exhaust port (18), each intake (16)/exhaust (18) port being designed to be opened or closed by a corresponding common intake (28)/exhaust (30) rotary valve coaxial with the axis (A). The invention also relates to a turbine engine comprising a combustion module (10) of the type described.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]

WO 2016/120551 A1



L'invention concerne un module (10) de combustion de turbomachine, notamment d'aéronef, configuré pour la mise en oeuvre d'une combustion à volume constant, comportant une pluralité de chambres (12) de combustion réparties angulairement de manière régulière autour d'un axe (A), chaque chambre (12) comprenant un port (16) d'admission de gaz comprimé et un port (18) d'échappement de gaz brûlés, chaque port d'admission (16) / d'échappement (18) étant configuré pour être ouvert ou fermé par une vanne rotative commune d'admission (28) / d'échappement (30) correspondante coaxiale audit axe (A). L'invention concerne aussi une turbomachine comportant un module (10) de combustion du type précédemment décrit.

Module de combustion à volume constant pour une turbomachine

L'invention se rapporte au domaine des chambres de combustion
5 de turbomachines d'aéronef, du type à combustion à volume constant.

L'invention s'applique à tout type de turbomachine, en particulier
les turboréacteurs, les turbopropulseurs, et les turbomachines à soufflantes
non carénées, aussi connues sous le vocable anglo-saxon de « Open
Rotor ».

10

ETAT DE LA TECHNIQUE ANTERIEURE

De manière connue, la chambre de combustion d'une
turbomachine d'aéronef conventionnelle fonctionne selon un cycle dit de
15 Brayton, c'est-à-dire un cycle de combustion à pression constante.
Néanmoins, pour obtenir des gains de consommation spécifique, il a été
envisagé de remplacer la chambre de combustion fonctionnant selon un
cycle de Brayton par une chambre de combustion fonctionnant selon un
cycle de Humphrey, c'est-à-dire un cycle de combustion à volume constant
20 ou « CVC ».

Le principe des cycles de combustion à volume constant sont
connus de longue date des statoréacteurs, tel que celui décrit dans le
document FR-2.866.6766-A1. Ce document décrit un statoréacteur dont la
chambre de combustion unique comporte une soupape rotative
25 d'admission et une soupape rotative d'échappement.

Toutefois, le principe des cycles de combustion à volume constant
n'a été que rarement appliqué aux modules de combustion destinés à
alimenter une turbine d'une turbomachine.

Le document FR-2.945.316 décrit un exemple de réalisation d'une
30 chambre de combustion CVC. La chambre comprend à l'entrée une vanne
d'admission de gaz comprimé composée de deux éléments rotatifs de

section sensiblement ovoïde qui sont montés tournants selon des axes parallèles entre eux et perpendiculaires à l'axe de la chambre, lesdits éléments étant capables de déterminer lorsqu'ils sont disjoints une position d'ouverture de la vanne et lorsqu'ils sont jointifs une position de fermeture de la vanne. La chambre comporte de la même manière à sa sortie une vanne d'échappement similaire capable d'osciller entre une position ouverte et une position fermée. Les positions des vannes sont pilotées de manière synchronisée afin de mettre en œuvre les trois phases successives du cycle de Humphrey, à savoir admission/balayage - combustion - échappement.

Dans cette solution, la conception des vannes d'admission et d'échappement s'avère perfectible, en particulier en termes de robustesse et d'étanchéité, cette dernière pouvant être problématique en particulier lors de la forte mise en pression observée durant la phase de combustion, du fait de l'étanchéité perfectible des éléments de section ovoïde.

Pour remédier à cet inconvénient, on a proposé dans le document WO-2014/020275-A1 une chambre de combustion CVC comportant des vannes sphériques comportant des rotors sphériques montés rotatifs autour d'axes perpendiculaires à l'axe de la chambre et combinés avec des enveloppes sphériques de ces rotors, lesdits rotors et lesdites enveloppes comportant des canaux et des lumières aptes à être alignés les uns avec les autres et avec des canaux d'entrée de sortie de la chambre de combustion pour déterminer sélectivement l'ouverture ou la fermeture des vannes d'admission et d'échappement correspondantes. Chaque chambre comporte une vanne sphérique à chacune de ses extrémités, et lesdites vannes sont synchronisées l'une avec l'autre afin de mettre en œuvre les trois phases successives du cycle de Humphrey.

Dans cette solution, la conception des vannes d'admission et d'échappement est grandement améliorée, notamment en termes d'étanchéité, mais présente néanmoins de nombreux inconvénients. En premier lieu, les mouvements des rotors sphériques dans les enveloppes

provoquent de nombreux frottements, préjudiciables à la longévité de telles vannes. En deuxième lieu, les vannes sont délicates à fabriquer, du fait de la forme sphérique de leurs éléments. En troisième lieu, dans cette conception, les vannes demeurent indépendantes et doivent être synchronisées, et de ce fait la complexité de la chambre de combustion n'est pas améliorée. En quatrième et dernier lieu, chaque chambre nécessite une vanne d'admission et une vanne d'échappement qui lui sont propres, de sorte qu'une turbomachine comportant plusieurs chambres comporte autant de vannes d'admission et de vannes d'échappement que de chambres.

On a aussi proposé dans le document DE-10.347.588-A1 une turbomachine comportant un compresseur et une turbine reliés par un arbre commun, et une chambre de combustion CVC unique qui est agencée sur la périphérie de la turbomachine autour de l'arbre et entre le compresseur et la turbine. La chambre CVC est susceptible d'admettre des gaz d'admission par l'intermédiaire d'une soupape rotative admission et d'évacuer les gaz d'échappement vers la turbine par l'intermédiaire d'une soupape rotative d'échappement. Les soupapes rotatives d'admission et d'échappement sont constituées chacune de deux anneaux concentriques pourvus d'aubages, les aubages des deux anneaux étant espacés selon le même espacement angulaire. Les aubages de chaque anneau délimitent ainsi une pluralité de passages qui sont disposés chacun entre deux aubes consécutives de l'anneau. Les aubages de chaque anneau intérieur sont ainsi susceptibles d'obturer ou de libérer le passage entre deux aubages de l'anneau extérieur correspondant, selon que les aubes de l'anneau intérieur obturent les passages entre les aubes de l'anneau extérieur, ou qu'elles sont alignées avec les aubes de l'anneau extérieur et libèrent ainsi les passages entre les aubes de l'anneau extérieur. Par ailleurs les aubes de chaque anneau intérieur prolongent aérodynamiquement celles de l'anneau extérieur dans une position d'alignement des aubes correspondant à la pleine ouverture de la soupape rotative.

Dans cette solution, l'étanchéité proposée par les soupapes rotatives est imparfaite car, dans la position fermée de la soupape, les aubes de chaque anneau intérieur ne peuvent recouvrir angulairement celles de l'anneau extérieur correspondant sous peine de ne plus prolonger qu'imparfaitement les aubes de l'anneau extérieure dans la position d'alignement des aubes correspondant à la position ouverte de la soupape, et de constituer ainsi un obstacle à l'écoulement des gaz. L'étanchéité à la jonction des bords des aubes de l'anneau intérieur et des bords des aubes de l'anneau intérieur n'est donc réellement effectuée qu'au bord desdites aubes, suivant une ligne d'étanchéité extrêmement ténue, et est donc par conséquent précaire.

Par ailleurs, les aubes des anneaux étant réparties angulairement de manière régulière suivant toute la périphérie de ces anneaux, cette solution ne peut être appliquée qu'à une chambre CVC unique et périphérique, car une division en plusieurs chambres discrètes conduirait à avoir des secteurs angulaires des anneaux, même réduits, qui seraient situés entre deux chambres et qui ne permettraient plus de passage de gaz dans cette zone, induisant alors à l'admission des refoulement des gaz d'admission ou tout le moins des perturbations de l'écoulement de ces gaz.

20

EXPOSÉ DE L'INVENTION

L'invention a donc pour but de remédier aux inconvénients mentionnés ci-dessus, relatifs aux réalisations de l'art antérieur.

Dans ce but, l'invention propose de manière générale une chambre de combustion de turbomachine d'aéronef du type à combustion à volume constant, comportant de préférence des chambres réparties selon une structure rayonnante, notamment en barillet, et fonctionnant selon des cycles déphasés, afin d'assurer une alimentation homogène d'au moins une turbine de turbomachine agencée en aval des chambres. En complément de cette architecture, l'invention propose de manière générale

30

une vanne d'admission commune à toutes les chambres et une vanne d'échappement commune à toutes les chambres.

Pour ce faire, l'invention propose un module de combustion de turbomachine, notamment d'aéronef, configuré pour la mise en œuvre d'une combustion à volume constant, comportant au moins une pluralité de
5 chambres de combustion agencées autour d'un axe, tel qu'un axe de la turbomachine, chaque chambre comprenant un port d'admission de gaz comprimé et un port d'échappement de gaz brûlés, une vanne rotative d'admission / d'échappement correspondante associée respectivement à
10 chaque port d'admission et d'échappement, coaxiale audit axe, et chaque port d'admission / d'échappement étant configuré pour être ouvert ou fermé par ladite vanne rotative d'admission / d'échappement, caractérisé en ce qu'il comporte une pluralité de chambres de combustion réparties angulairement de manière régulière autour dudit axe, dont les ports
15 d'admission sont configurés pour être ouverts ou fermés par une vanne rotative commune d'admission et dont les ports d'échappement sont configurés pour être ouverts ou fermés par une vanne rotative commune d'échappement.

Selon d'autres caractéristiques du module :

- 20 - les vannes rotatives d'admission / d'échappement sont synchronisées en rotation l'une à l'autre,
- chaque port comporte une ouverture radiale qui est formée dans une paroi longitudinale de la chambre de combustion comportant une surface en tronçon de cylindre coaxiale à l'axe, et chaque vanne rotative
25 d'admission / d'échappement comporte un élément tubulaire pour chaque port de d'admission / d'échappement de la chambre, monté tournant coaxialement audit axe et comportant au moins une lumière radiale, agencée sensiblement dans un plan axial de l'ouverture radiale dudit port, qui est monté tournant dans ladite surface en tronçon de cylindre ou autour
30 de ladite surface en tronçon de cylindre, et qui est apte à obturer ou libérer ladite ouverture radiale lors de la rotation dudit élément tubulaire,

- la surface en tronçon de cylindre de la paroi longitudinale de chaque chambre de combustion est tournée vers l'axe, et l'élément tubulaire de chaque vanne est monté tournant intérieurement à ladite surface, ledit élément tubulaire comportant un alésage interne délimitant un conduit de gaz d'admission / d'échappement permettant l'acheminement des gaz d'admission / d'échappement,

- chaque chambre de combustion comporte deux parois respectivement extérieure et intérieure opposées comportant au moins des surfaces respectives extérieure et intérieure conformées en tronçons de cylindre, lesdites parois respectivement extérieure et intérieure comportant chacune l'un desdits ports comportant une ouverture radiale formée dans ladite paroi intérieure ou extérieure, et ledit module comporte une vanne rotative tubulaire extérieure / intérieure associée à chaque surface extérieure / intérieure de la paroi extérieure / intérieure de la chambre de combustion, qui comporte un élément tubulaire de diamètre correspondant à ladite paroi extérieure ou intérieure et monté tournant coaxialement dans ou autour ladite surface extérieure / intérieure correspondante, ledit élément tubulaire comportant une lumière, agencée sensiblement dans un plan axial de l'ouverture radiale dudit port, qui est apte à obturer ou libérer ladite ouverture radiale lors de la rotation dudit élément tubulaire,

- chaque chambre de combustion est agencée coaxialement autour de l'extrémité d'un élément interne tubulaire de carter comportant un conduit de section annulaire, le conduit comportant une extrémité débouchant dans la périphérie dudit élément interne tubulaire, qui est agencée en regard de l'ouverture de la paroi intérieure de la chambre, la vanne rotative interne étant interposée radialement entre ledit élément interne tubulaire de carter et la paroi intérieure de la chambre de combustion,

- la chambre de combustion est agencée coaxialement à l'intérieur d'un élément externe tubulaire de carter comportant un conduit annulaire, la vanne rotative externe étant agencée autour de la paroi extérieure de

chaque chambre de combustion dans ledit conduit annulaire de l'élément externe tubulaire de carter,

- le port d'admission est associé à la paroi extérieure de chaque chambre de combustion, les gaz d'admission étant acheminés par le conduit annulaire de l'élément externe tubulaire de carter, et le port d'échappement est associé à la paroi intérieure de chaque chambre de combustion, les gaz d'admission étant évacués par le conduit de l'élément interne tubulaire de carter,

- le module de combustion comporte un élément obturateur commun qui comporte les vannes rotatives d'admission / d'échappement liées mutuellement à rotation.

L'invention concerne aussi une turbomachine comportant un module de compresseur, comportant au moins un compresseur, et un module de turbine, comportant au moins une turbine, ladite turbomachine comportant un module de combustion du type décrit précédemment qui est alimenté par le module de compresseur et qui alimente le module de turbine.

Par exemple, dans un mode de réalisation particulièrement avantageux et simple, la turbomachine comporte un système d'arbres qui lie le module de compresseur au module de turbine. Le module de compresseur alimente le module de combustion par l'intermédiaire d'un conduit d'admission unique, lequel module de combustion alimente le module de turbine par l'intermédiaire d'un conduit d'échappement unique, et au moins un arbre du système d'arbres forme le moyen d'entraînement de l'élément obturateur commun.

En variante, dans un autre mode de réalisation particulièrement avantageux car permettant une grande possibilité d'optimisation de contrôle de la combustion, ladite turbomachine comporte un module de combustion qui est alimenté par le module de compresseur et qui alimente le module de turbine, ledit module de combustion comportant une vanne d'admission et une vanne d'échappement qui peuvent être déphasées de manière

active en fonction des différentes phases de fonctionnement de la turbomachine. Ainsi, les vannes peuvent être mues par un moyen d'entraînement commun et être embrayées l'une à l'autre, ou être débrayées ou déphasées de manière sélective, mais elles peuvent également être entraînées indépendamment l'une de l'autre tout en étant sélectivement synchronisées, désynchronisées ou déphasées l'une par rapport à l'autre.

L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques et avantages de la présente invention apparaîtront plus clairement à la lecture de la description qui suit faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés, dans lesquels :

- la figure 1 est une vue en perspective coupée par un plan axial d'un principe de réalisation d'un module de combustion selon l'invention ;
- la figure 2 est une vue schématique en coupe axiale du module de combustion de la figure 1 ;
- la figure 3 est une vue schématique en coupe transversale du module de combustion de la figure 2 ;
- la figure 4 est une vue en perspective d'un premier mode de réalisation d'un module de combustion selon l'invention ;
- la figure 5 est une vue schématique en coupe transversale du module de combustion de la figure 4 ;
- la figure 6 est une vue en perspective avec arrachement d'une turbomachine comportant un module de combustion selon un deuxième mode de réalisation ;
- la figure 7 est une vue schématique en coupe axiale de la turbomachine de la figure 6 ;
- la figure 8 est une vue en coupe transversale d'un troisième mode de réalisation d'un module de combustion selon l'invention ;
- la figure 9 est une vue en coupe axiale du module de combustion de la figure 8 et d'un carter d'une turbomachine associée ;

- les figures 10 à 14 sont des vues schématiques de différentes architectures de turbomachines mettant en œuvre un module de combustion selon l'invention.

Dans la description qui va suivre, des chiffres de référence
5 identiques désignent des pièces identiques ou ayant des fonctions similaires.

On a représenté aux figures 1 à 5 et à la figure 8 un module de combustion 10 réalisé conformément à l'invention. De manière connue, le module 10 est configuré pour mettre en œuvre une combustion à volume
10 constant se déroulant selon le cycle de Humphrey, c'est-à-dire comportant un temps de combustion, un temps d'échappement, et un temps d'admission d'air frais et de balayage des gaz brûlés.

De manière connue le module 10 comporte une pluralité de chambres 12 de combustion agencées autour d'un axe "A", dont une seule
15 a été représentée sur les figures 1 à 3 pour en simplifier la compréhension. Une configuration comportant plusieurs chambres 12 a été représentée à la figure 6, qui représente une turbomachine 14 comportant dix chambres 12 de combustion agencées autour de l'axe "A" de la turbomachine. De manière non limitative de l'invention, l'axe "A" peut par exemple coïncider
20 avec un axe de rotation de la turbomachine.

Comme l'illustrent les figures 1 et 2, chaque chambre 12 comprend un port 16 d'admission de gaz comprimé et un port 18 d'échappement des gaz brûlés. Dans une turbomachine du type de celle qui a été représentée
aux figures 6 et 7, le port 16 d'admission de gaz comprimé est alimenté par
25 un module de compresseur 20 de la turbomachine 14 comprenant au moins un compresseur 22, et le port 18 d'échappement de gaz alimente au moins un module de turbine 24 comprenant au moins une turbine 26.

Conformément à l'invention, chaque port d'admission 16 ou port d'échappement 18 est configuré pour être ouvert ou fermé par une vanne
30 rotative d'admission 28 ou par une vanne d'échappement 30 correspondante, coaxiale à l'axe A de la turbomachine 14.

Pour la compréhension de l'invention, le module 10 qui a été représenté aux figures 1 à 3 ne comporte qu'une chambre 12 de combustion. Toutefois, dans le mode de réalisation préféré de l'invention, le module 10 comporte au moins deux chambres 12 de combustion réparties angulairement de manière régulière autour de l'axe A, dont les ports d'admission 16 sont configurés pour être ouverts ou fermés par une vanne rotative commune d'admission 28 et dont les ports d'échappement 18 sont configurés pour être ouverts ou fermés par une vanne rotative commune d'échappement 30. La vanne d'admission 28 et la vanne d'échappement 30 peuvent tourner ensemble ou peuvent être des pièces pouvant tourner différemment.

Sur la figure 5, on a représenté à titre d'exemple un premier mode de réalisation d'un module 10 comportant une vanne rotative 28 commune d'admission qui alimente les trois ports d'admission 16 des trois chambres 12 de combustion du même module 10.

De même, à la figure 6 on a représenté l'exemple d'un second mode de réalisation du module 10 comportant une vanne rotative 28 commune d'admission qui alimente les ports d'admission de dix chambres 12 de combustion d'un même module 10 et une vanne rotative 30 d'échappement qui est alimentée par les dix ports d'échappement des dix chambres 12 de combustion dudit module 10.

Cette configuration est particulièrement avantageuse, car elle permet d'alimenter plusieurs chambres 12 avec une seule vanne d'admission 28 et d'en évacuer les gaz avec une seule vanne d'échappement 30, ce qui permet de simplifier considérablement l'architecture d'une turbomachine comportant un tel module de combustion 10 par rapport aux conceptions précédemment connues de l'état de la technique.

Les chambres 12 de combustion sont réparties angulairement de manière régulière autour de l'axe A, et présentent chacune une direction orientée de préférence suivant une direction sensiblement axiale, de

manière à former une structure en forme de barillet. Toutefois, cette configuration n'est pas limitative de l'invention, et les chambres pourraient être agencées selon une autre orientation. Par exemple, les chambres pourraient être également réparties angulairement de manière régulière
5 autour de l'axe A, mais présenter chacune une direction orientée de préférence suivant une direction sensiblement radiale, de manière à former une structure en forme d'étoile. Ainsi il sera compris qu'une caractéristique principale de l'invention est que les chambres 12 puissent être disposées de manière rayonnante.

10 De préférence également, les cycles de combustion des chambres 12 sont décalés suivant un décalage dépendant du nombre de chambres 12. Ceci permet de lisser le flux des gaz d'échappement fournis au module de turbine 24, en lissant les phénomènes de pulsation inhérents aux cycles de combustion à volume constant. En effet, si toutes les chambres 12
15 fonctionnaient simultanément suivant les mêmes temps du cycle de Humphrey, les phases d'échappement seraient toutes simultanées et il en résulterait un débit de gaz d'échappement irrégulier, car soumis à la pulsation simultanée des gaz provenant des chambres 12. Au contraire, un module de combustion 10 comportant des cycles de chambres 12 décalés
20 permet de lisser ces pulsations. On remarquera que l'admission en gaz d'échappement du module de turbine 24 sera d'autant plus homogène et exempte de pulsations que le nombre de chambres 12 sera élevé.

Ainsi, de préférence, un module de combustion comportant un nombre déterminé "n" de chambres 12 verra-t-il les cycles de ses
25 chambres décalés. Pour un nombre de "n" chambres, on sera amené à faire fonctionner un nombre de chambres inférieur à la moitié " $n/2$ " du nombre "n" de chambres en même temps pour équilibrer les charges sur les vannes rotatives. En particulier, deux chambres opposées seront sur une même phase de cycle en considérant par exemple pour quatre
30 chambres à un instant déterminé deux chambres en combustion et deux chambres sans combustion.

Dans le mode de réalisation préféré de l'invention, les vannes rotatives d'admission 28 et d'échappement 30 sont synchronisées en rotation l'une à l'autre, en tournant à la même vitesse de rotation.

Cette synchronisation peut être réalisée par tout moyen connu de l'état de la technique, notamment de manière mécanique.

Il convient de noter qu'il est possible de prévoir un dispositif de déphasage réglable entre les vannes rotatives d'admission 28 et d'échappement 30, afin par exemple de pouvoir modifier le déphasage des vannes rotatives d'admission 28 et d'échappement 30 en fonction des conditions d'exploitation du module 12 de combustion, les vannes rotatives d'admission 28 et d'échappement 30, une fois en régime établi, demeurant synchronisées en rotation l'une à l'autre.

On va à présent décrire un mode de réalisation préféré des chambres 12 et des vannes 28, 30.

De manière préférentielle de l'invention, chaque chambre 12 de combustion comporte au moins une paroi 32, 34 comportant une surface 33, 35 en tronçon de cylindre coaxiale à l'axe A.

Dans les premier et deuxième modes de réalisation de l'invention précédemment décrits, les chambres 12 comportent une première paroi longitudinale 32 comportant une surface 33 en tronçon de cylindre, tournée vers l'axe A, c'est à dire une paroi 32 intérieure, qui comporte les deux ports d'admission 16 et d'échappement 18, et accessoirement une deuxième paroi longitudinale 34, tournée à l'opposé de l'axe A, c'est-à-dire une paroi extérieure 34, qui est dépourvue de ports d'admission ou d'échappement.

Dans un troisième mode de réalisation qui a été représenté aux figures 8 et 9, chaque chambre 12 de combustion comporte, s'étendant longitudinalement, une première paroi 32 extérieure, coaxiale à l'axe A et comportant au moins une surface 33 en tronçon de cylindre tournée à l'opposé dudit axe A, c'est-à-dire vers l'extérieur, et qui comporte le port d'admission 16, et une deuxième paroi 34 intérieure, s'étendant

longitudinalement, et comportant au moins une surface 35 en tronçon de cylindre, coaxiale à l'axe A et tournée vers l'axe A, c'est-à-dire vers l'intérieur, et qui comporte le port d'échappement 18.

Il sera compris que d'autres configurations sont possibles sans
5 changer la nature de l'invention, par exemple une configuration selon laquelle les ports d'admission 16 et d'échappement 18 seraient disposés sur une paroi coaxiale à l'axe A et tournée à l'opposé dudit axe A, ou une configuration sensiblement inverse du troisième mode de réalisation.

Chaque port 16, 18 comporte, selon la configuration choisie, une
10 ouverture radiale 36, 38 qui est formée dans la paroi longitudinale correspondante 32, 34 de la chambre de combustion dont la surface 33 et/ou 35 en tronçon de cylindre est coaxiale à l'axe A. Chaque vanne rotative d'admission 28 / d'échappement 30 comporte un élément tubulaire 40, 42 correspondant, de diamètre correspondant audit tronçon de cylindre,
15 qui est monté tournant coaxialement dans le tronçon de cylindre ou autour du tronçon de cylindre de la surface 33 et/ou 35 de la paroi respective 32, 34. Cet élément tubulaire 40, 42 comporte un alésage délimitant un conduit 44, 46 de gaz d'admission / d'échappement qui s'étend axialement jusqu'au droit de la chambre de combustion 12, et il comporte au moins une lumière
20 radiale 50, 52, débouchant respectivement dans le conduit 44, 46 et agencée sensiblement dans un plan axial de l'ouverture radiale 36, 38 dudit port 16, 18, qui est apte à permettre la libération ou l'obturation de ladite ouverture radiale 36, 38 lors de la rotation dudit élément tubulaire 40, 42, selon que lumière radiale 50, 52, entraînée en rotation avec l'élément
25 tubulaire 40, 42 passe ou non devant l'ouverture radiale 36, 38 dudit port 16, 18.

Ainsi, dans la représentation de principe et les premier et deuxième modes de réalisation qui ont été représentés aux figures 1 à 7, la surface 33 en tronçon de cylindre de la paroi 32 de la chambre de combustion 12
30 est tournée vers l'axe A, et l'élément tubulaire 40, 42 de chaque vanne 28, 30 est monté tournant intérieurement à cette surface 33. Chaque élément

tubulaire 40 ou 42 comporte un alésage interne 44, 46 délimitant le conduit de gaz d'admission / d'échappement, qui est donc formé dans l'élément tubulaire 40, 42, et qui permet l'acheminement des gaz d'admission et l'évacuation des gaz d'échappement selon le sens du flux de ces gaz, comme il a été représenté par la flèche de la figure 1.

Dans le cas particulier du deuxième mode de réalisation qui a été représenté aux figures 6 et 7, chaque élément tubulaire 40, 42 est annulaire et il délimite un alésage interne correspondant 44, 46. L'alésage 44 de l'élément tubulaire 40 est configuré pour entourer un conduit d'amenée des gaz 64 issus du compresseur 22, et de la même façon l'alésage 46 de l'élément tubulaire 42 entoure un conduit d'échappement des gaz 58 la turbine 26. En particulier, le conduit d'amenée des gaz peut être délimité à proximité de la chambre 12 de combustion par un guide annulaire d'admission 65 et le conduit d'échappement des gaz peut être délimité à proximité de la chambre 12 de combustion par un guide annulaire d'échappement 59.

Dans le troisième mode de réalisation qui a été représenté aux figures 8 et 9, chaque chambre de combustion 12 comporte deux parois respectivement extérieure 32 et intérieure 34 opposées qui comportent au moins des surfaces respectives extérieure 33 et intérieure 35 conformées en tronçons de cylindre. Les parois 32, 34 comportent chacune un port 16, 18 comportant une ouverture radiale 36, 38 formée dans ladite paroi extérieure 32 ou intérieure 34. Le module de combustion 10 comporte une vanne rotative tubulaire extérieure 28 et une vanne rotative tubulaire intérieure 30, associée à chaque paroi extérieure 32 et intérieure 34 de la chambre 12 de combustion, qui comportent chacune un élément tubulaire respectif 40, 42 de diamètre correspondant à ladite paroi extérieure ou intérieure et qui est monté tournant coaxialement à la surface extérieure 33 ou intérieure 35 en tronçon de cylindre correspondante. Chaque élément tubulaire 40, 42 comporte au moins une lumière 50, 52 agencée sensiblement dans un plan axial de l'ouverture radiale 36, 38 du port 16,

18, qui est apte à obturer ou libérer ladite ouverture radiale 36, 38 lors de la rotation dudit élément tubulaire 40, 42.

Ainsi, la différence principale entre, d'une part, les premier et deuxième modes de réalisation de l'invention, et le troisième mode d'autre part, est que dans les premier et deuxième modes de réalisation de l'invention les éléments tubulaires 40, 42 constituant les vannes 28, 30 coopèrent avec une même paroi 32 dont ils libèrent ou obturent les ports 16, 18 décalés axialement, alors que dans le troisième mode de réalisation de l'invention les éléments tubulaires 40, 42 coopèrent avec deux parois 32, 34 décalées radialement dont ils libèrent ou obturent les ports 16, 18, ces ports 16, 18 étant au moins décalés radialement.

On remarquera que dans le troisième mode de réalisation, les ports 16, 18 peuvent aussi être décalés axialement, sans que cela soit limitatif de l'invention.

Comme l'illustre la figure 9, dans le troisième mode de réalisation de l'invention, chaque chambre de combustion 12 est agencée coaxialement autour de l'extrémité 54 d'un élément interne tubulaire de carter 56 comportant un conduit 58 de section annulaire. Le conduit 58 comporte une extrémité 60, qui débouche dans la périphérie dudit élément interne tubulaire 56, qui est agencée en regard de l'ouverture 38 de la paroi intérieure 34 de la chambre 12, et la vanne rotative interne 30 est interposée radialement entre ledit élément 56 interne tubulaire de carter et la paroi intérieure 34 de la chambre 12 de combustion.

D'une manière analogue, la chambre de combustion 12 est agencée coaxialement à l'intérieur d'un élément externe tubulaire de carter 62 comportant un conduit annulaire 64, et la vanne rotative externe 28 est agencée autour de la paroi extérieure 32 des chambres 12 de combustion à l'intérieur dudit conduit annulaire 64 de l'élément 62 externe tubulaire de carter.

De préférence, dans ce troisième mode de réalisation de l'invention, le port d'admission 16 est associé à la paroi extérieure 32 des

chambres 12 de combustion, les gaz d'admission étant alors acheminés par le conduit annulaire 64 de l'élément externe 62 tubulaire de carter, et de manière correspondante le port d'échappement 30 est associé à la paroi intérieure 34 des chambres de combustion 12, les gaz d'admission étant
5 alors évacués par le conduit 58 de l'élément interne 56 tubulaire de carter.

Il sera compris que cette configuration n'est pas limitative de l'invention et pourrait être inversée. Par ailleurs, par exemple, l'admission et l'échappement pourraient être axialement décalés, moyennant une longueur supérieure de la chambre de combustion.

10 Une caractéristique particulièrement avantageuse de l'invention est que le module de combustion 10 peut comporter un élément obturateur commun 66 qui comporte les vannes rotatives d'admission 28 et d'échappement 30 et qui est mû par exemple par un unique moyen d'entraînement, les vannes étant donc liées mutuellement à rotation. Cette
15 configuration permet de réaliser de manière très simple la synchronisation des vannes d'admission 28 et d'échappement 30. Toutefois, cette configuration n'est pas limitative de l'invention et les vannes rotatives d'admission 28 et d'échappement 30 peuvent être mues par des moyens d'entraînement différents mais synchronisés.

20 Par exemple, dans le cas particulier du deuxième mode de réalisation qui a été représenté aux figures 6 et 7, l'élément obturateur 66 est conformé sous la forme d'une roue comportant un flasque 67 en forme de disque auquel sont accolés de part et d'autre les deux éléments tubulaires 40, 42.

25 L'entraînement de cet élément obturateur 66 peut être réalisé de différentes manières. Par exemple, l'élément obturateur 66 peut être entraîné par un moteur 68 et un accouplement par engrenage à renvoi d'angle 70, comme représenté à la figure 1, mais plus simplement, l'élément obturateur 66 peut être accouplé à un système d'arbres de la
30 turbomachine associée par l'intermédiaire d'une réduction appropriée.

En variante, les vannes d'admission 28 et d'échappement 30 peuvent naturellement être entraînées par des moyens d'entraînements distincts, par exemple synchronisés.

L'invention trouve donc naturellement à s'appliquer à une
5 turbomachine utilisée dans la propulsion aéronautique, comportant un module de compresseur 20 comportant au moins un compresseur 22 et un module 24 de turbine comportant au moins une turbine 26. Une telle turbomachine comporte un module 10 de combustion du type décrit précédemment, alimenté par le module 20 de compresseur et alimentant le
10 module 24 de turbine.

Un exemple d'une telle turbomachine 14, comme représenté aux figures 6 et 7, comporte par exemple comme on l'a vu précédemment un module 20 de compresseur comportant au moins un compresseur 22, un module de combustion 10 du type décrit précédemment, et un module 24
15 de turbine comportant au moins une turbine 26. Dans cette configuration, le module 22 est lié au module de turbine 24 par un système d'arbres 72.

Dans cette configuration, comme représenté aux figures 6 et 7, le module de compresseur 22 alimente en gaz d'admission le module 10 de combustion par exemple par l'intermédiaire d'un conduit d'admission
20 unique, le module de combustion 10 alimente le module de turbine 24 en gaz d'échappement par l'intermédiaire par exemple d'un conduit d'échappement 58, et au moins un arbre du système d'arbres 22 forme le moyen d'entraînement de l'élément obturateur commun 66.

En variante, dans un autre mode de réalisation particulièrement
25 avantageux qui permettrait une grande possibilité d'optimisation de contrôle de la combustion, ladite turbomachine pourrait comporter un module de combustion comportant une vanne d'admission et une vanne d'échappement 10 qui pourraient être déphasées de manière active en fonction des différentes phases de fonctionnement de la turbomachine.
30 Ainsi, les vannes pourraient être mues par un moyen d'entraînement commun et être embrayées l'une à l'autre, ou débrayées ou déphasées de

manière sélective, mais elles pourraient également être entraînées indépendamment l'une de l'autre tout en étant sélectivement synchronisées, désynchronisées ou déphasées l'une à l'autre.

L'invention permet donc de réaliser de manière simple et fiable
5 l'admission et l'échappement des chambres 12 d'un module 10 de combustion de type à volume constant.

Les figures 10 à 14 illustrent différentes possibilités d'application à différents types de systèmes propulsifs.

La figure 10 représente un premier type de système dans lequel
10 une turbomachine 14 entraîne directement ou via un réducteur une charge 74, comme par exemple une hélice de turbopropulseur. Dans ce cas le module de turbine 24 est directement accouplé à la charge 74.

La figure 11 représente un deuxième type de système dans lequel une turbomachine 14 entraîne une turbine libre 76, qui entraîne à son tour
15 directement une charge 74, comme par exemple une hélice de turbopropulseur. Dans ce cas, les gaz en sortie du module de turbine 24 entraînent la turbine libre 76.

La figure 12 représente un troisième type de système dans lequel un module de combustion 10 entraîne un module de turbine 24, qui
20 entraîne à son tour directement une charge 74, comme par exemple une hélice de turbopropulseur. Dans ce cas, ce sont les gaz en sortie du module de combustion 10 qui entraînent le module de turbine 24.

La figure 13 représente un quatrième type de système dans lequel une turbomachine 14 du type décrit précédemment éjecte des gaz dans
25 une tuyère 78. Dans ce cas la propulsion est assurée par réaction.

Enfin la figure 14 représente un cinquième type de système dans lequel un module de combustion 10 éjecte directement des gaz dans une tuyère 78. Dans ce cas, le système est réduit à sa plus simple expression et est très proche en fonctionnement d'un statoréacteur, à cette différence
30 qu'il présente un nombre plus élevé de chambres de combustion 12 synchronisées dans leurs cycles de fonctionnement. La pression de

fonctionnement est alors plus élevée. La propulsion est également assurée par réaction.

- L'invention propose donc un nouveau type de système propulsif qui est particulièrement avantageux en ce que, à poussée égale, on a estimé
- 5 qu'un tel système est susceptible de permettre un gain de consommation de 10% à 20 % par rapport à une turbomachine conventionnelle.

REVENDICATIONS

1. Module (10) de combustion de turbomachine, notamment d'aéronef, configuré pour la mise en œuvre d'une combustion à volume constant,
5 comportant au moins une chambre (12) de combustion agencée autour d'un axe (A), ladite chambre (12) comprenant un port (16) d'admission de gaz comprimé et un port (18) d'échappement de gaz brûlés, une vanne rotative d'admission (28) / d'échappement (30) correspondante associée respectivement à chaque port d'admission (16) et d'échappement (18),
10 coaxiale audit axe (A), et chaque port d'admission (16) / d'échappement (18) étant configuré pour être ouvert ou fermé par ladite vanne rotative d'admission (28) / d'échappement (30), caractérisé en ce qu'il comporte une pluralité de chambres (12) de combustion réparties angulairement de manière régulière autour dudit axe (A), dont les ports d'admission (16) sont
15 configurés pour être ouverts ou fermés par une vanne rotative commune d'admission (28) et dont les ports d'échappement (18) sont configurés pour être ouverts ou fermés par une vanne rotative commune d'échappement (30).
2. Module (10) de combustion selon la revendication précédente,
20 caractérisé en ce que les vannes rotatives d'admission (28) / d'échappement (30) sont synchronisées en rotation l'une à l'autre.
3. Module (10) de combustion selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que chaque port (16, 18) comporte une ouverture radiale (36, 38) qui est formée dans une paroi (32, 34) longitudinale de la chambre
25 (12) de combustion comportant une surface en tronçon de cylindre (33, 35) coaxiale à l'axe (A), et en ce que chaque vanne rotative d'admission (28) / d'échappement (30) comporte un élément tubulaire (40, 42) pour chaque port de d'admission (16) / d'échappement (18) de la chambre, monté tournant coaxialement audit axe (A) et comportant au moins une lumière
30 radiale (50, 52), agencée sensiblement dans un plan axial de l'ouverture radiale (36, 38) dudit port (16, 18), qui est monté tournant dans ladite

surface (33, 35) en tronçon de cylindre ou autour de ladite surface (33, 35) en tronçon de cylindre, et qui est apte à obturer ou libérer ladite ouverture radiale (36, 38) lors de la rotation dudit élément tubulaire (40, 42).

4. Module de combustion (10) selon la revendication précédente, caractérisé en ce que la surface en tronçon de cylindre (33) de la paroi (32) longitudinale de chaque chambre de combustion (10) est tournée vers l'axe (10), et en ce que l'élément tubulaire (40, 42) de chaque vanne est monté tournant intérieurement à ladite surface (33), ledit élément tubulaire (40, 42) comportant un alésage interne (44, 46) délimitant un conduit de gaz d'admission / d'échappement permettant l'acheminement des gaz d'admission / d'échappement.

5. Module (10) de combustion selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que chaque chambre de combustion (12) comporte deux parois respectivement extérieure (32) et intérieure (34) opposées comportant au moins des surfaces respectives extérieure (33) et intérieure (35) conformées en tronçons de cylindre, lesdites parois respectivement extérieure (32) et intérieure (34) comportant chacune l'un desdits ports (16, 18) comportant une ouverture radiale (36, 38) formée dans ladite paroi intérieure (34) ou extérieure (32), et en ce que ledit module (10) comporte une vanne rotative tubulaire extérieure (28) / intérieure (30) associée à chaque surface extérieure (33)/ intérieure (35) de la paroi extérieure (32) / intérieure (34) de la chambre de combustion (12), qui comporte un élément tubulaire (40, 42) de diamètre correspondant à ladite paroi extérieure (32) ou intérieure (34) et monté tournant coaxialement dans ou autour ladite surface extérieure (33)/ intérieure (35) correspondante, ledit élément tubulaire (40, 42) comportant une lumière (50, 52), agencée sensiblement dans un plan axial de l'ouverture radiale dudit port (16, 18), qui est apte à obturer ou libérer ladite ouverture radiale (36, 38) lors de la rotation dudit élément tubulaire (40, 42).

6. Module de combustion (10) selon la revendication précédente, caractérisé en ce que chaque chambre (12) de combustion est agencée

coaxialement autour de l'extrémité (54) d'un élément interne tubulaire de carter (56) comportant un conduit (58) de section annulaire, le conduit (58) comportant une extrémité (60) débouchant dans la périphérie dudit élément interne tubulaire (56), qui est agencée en regard de l'ouverture (38) de la paroi intérieure (34) de la chambre (12), la vanne rotative interne (30) étant interposée radialement entre ledit élément interne tubulaire de carter (56) et la paroi intérieure (34) de la chambre de combustion.

7. Module de combustion (10) selon la revendication précédente, caractérisé en ce que chaque chambre de combustion (12) est agencée coaxialement à l'intérieur d'un élément externe tubulaire de carter (62) comportant un conduit annulaire (64), la vanne rotative externe (28) étant agencée autour de la paroi extérieure (32) de chaque chambre (12) de combustion dans ledit conduit annulaire (64) de l'élément externe tubulaire de carter.

8. Module de combustion (10) selon la revendication 7, caractérisé en ce que le port d'admission (28) est associé à la paroi extérieure (32) de chaque chambre de combustion (12), les gaz d'admission étant acheminés par le conduit annulaire (64) de l'élément externe (62) tubulaire de carter, et en ce que le port d'échappement (30) est associé à la paroi intérieure (34) de chaque chambre de combustion (12), les gaz d'admission étant évacués par le conduit (58) de l'élément interne (56) tubulaire de carter.

9. Module (10) de combustion selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comporte un élément obturateur commun (66) qui comporte les vannes rotatives d'admission (28) / d'échappement (30) liées mutuellement à rotation.

10. Turbomachine (14) comportant un module (20) de compresseur selon l'une des revendications précédentes, comportant au moins un compresseur (22) et un module (24) de turbine comportant au moins une turbine (26), caractérisée en ce qu'elle comporte un module (10) de combustion selon l'une quelconque des revendications précédentes

alimenté par le module (20) de compresseur et alimentant le module (24) de turbine.

1 / 3

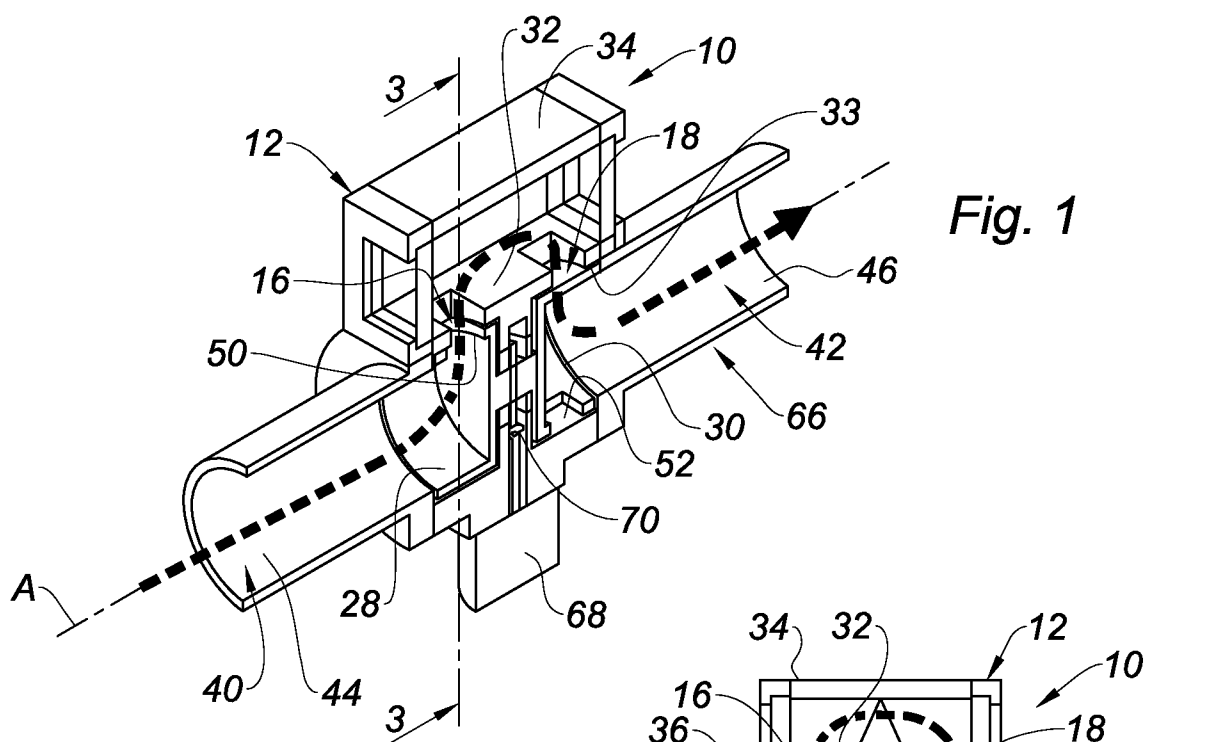


Fig. 1

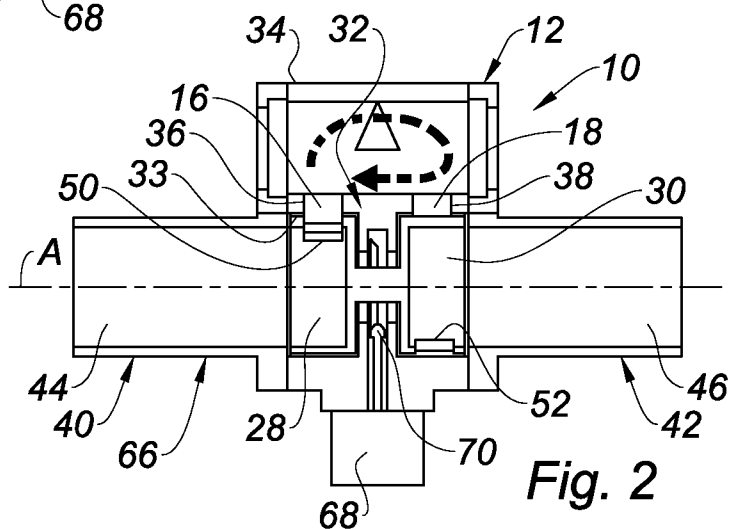


Fig. 2

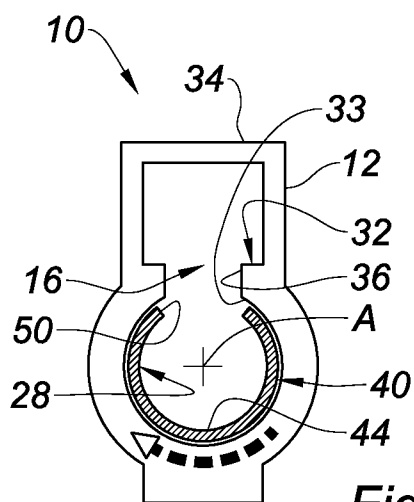


Fig. 3

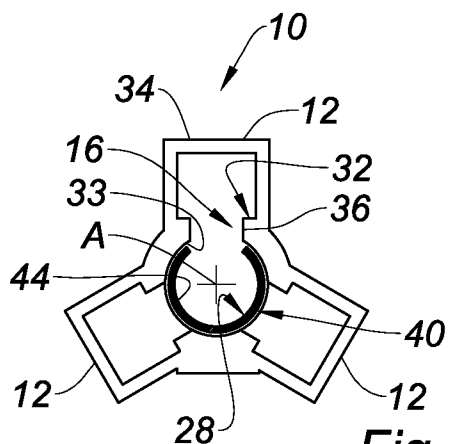


Fig. 5

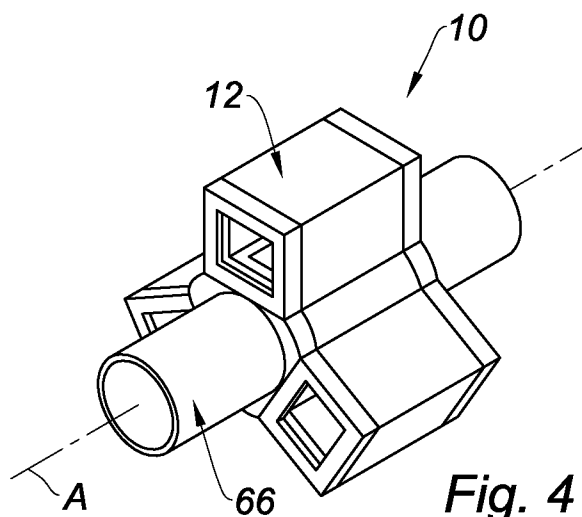
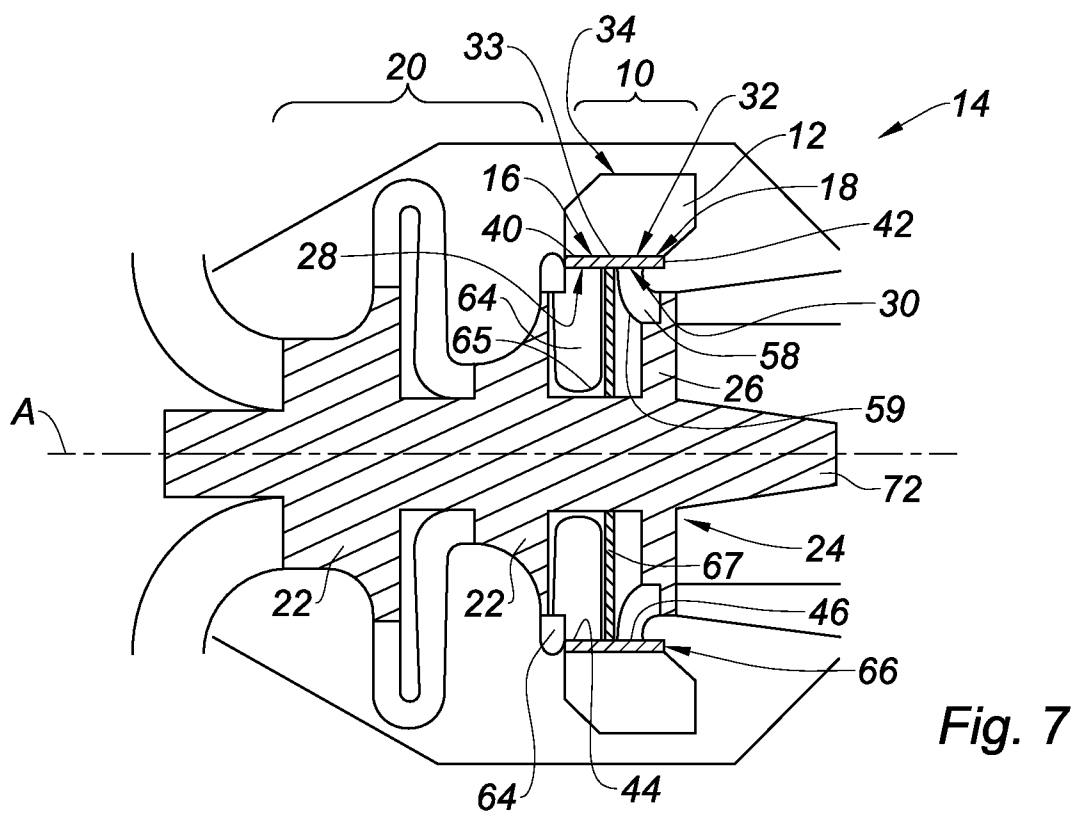
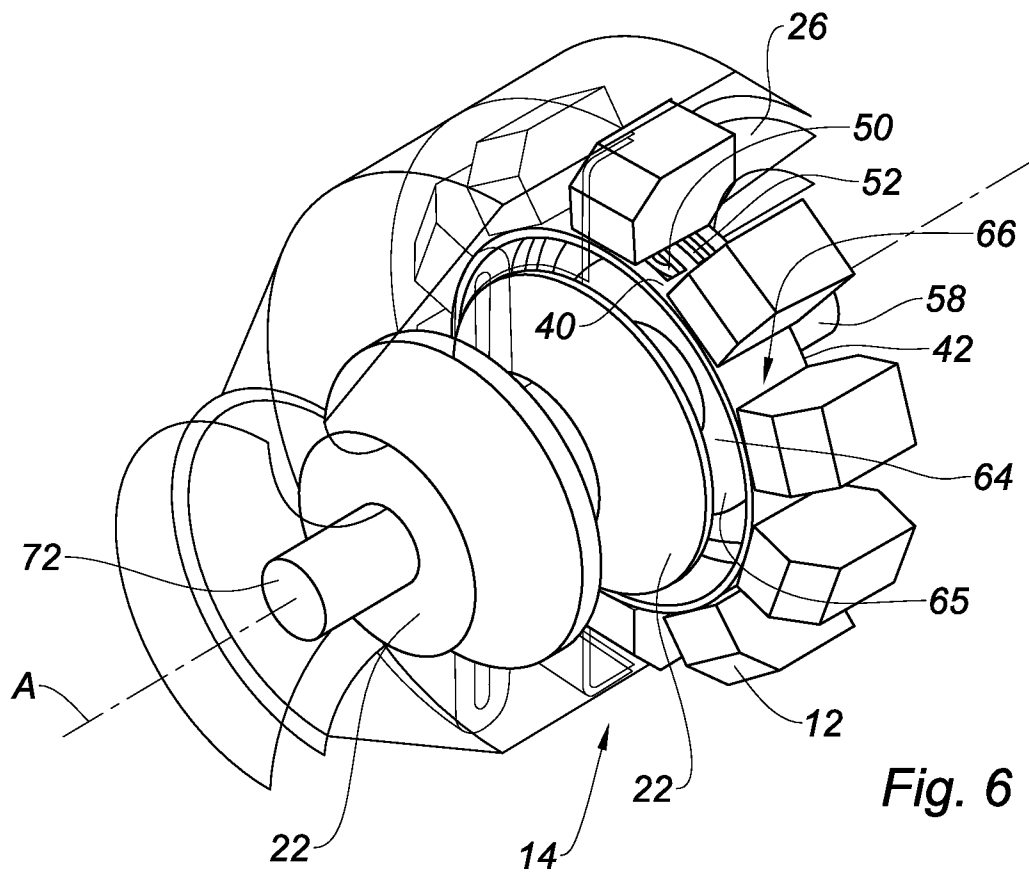
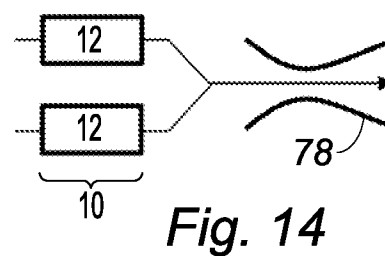
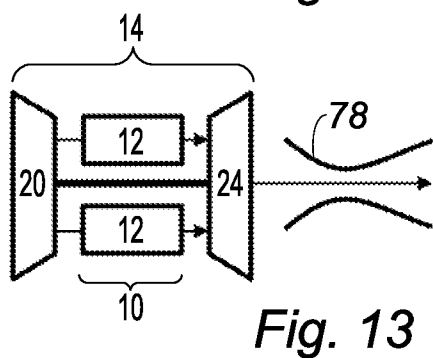
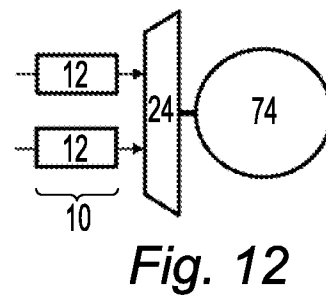
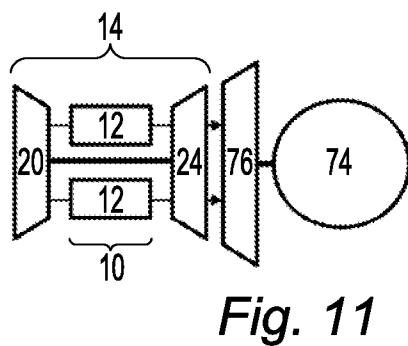
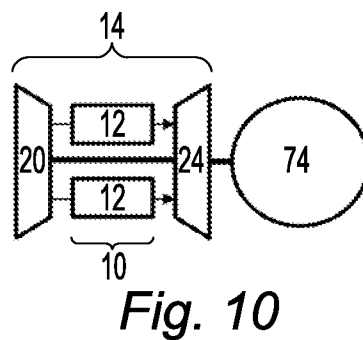
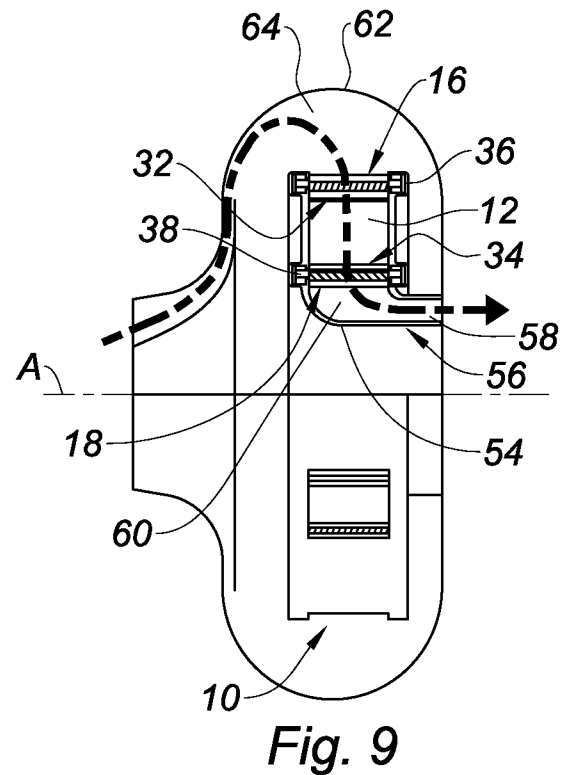
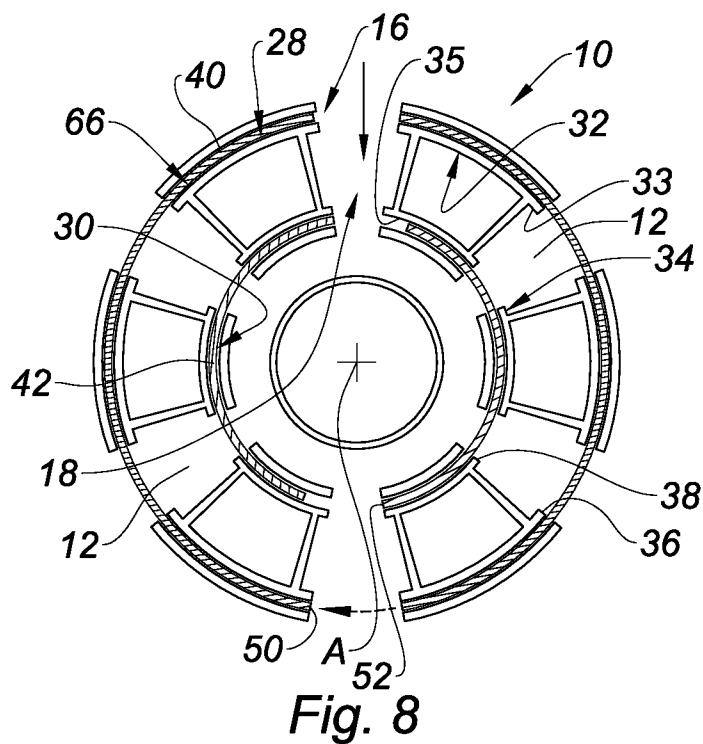


Fig. 4

2 / 3



3 / 3



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2016/050142

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. F23R7/00 F02C5/12
ADD.

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
F23R F02C

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	FR 2 866 676 A1 (JAPAN AEROSPACE EXPLORATION [JP]) 26 August 2005 (2005-08-26)	1-4,9,10
A	figures 1-3 -----	5
X	DE 103 47 588 A1 (HIGH SPEED TURBOMASCHINEN GMBH [DE]) 19 May 2005 (2005-05-19)	1,2,9,10
A	paragraph [0001] - paragraph [0020]; figures 1-7 -----	5
A	US 2013/236842 A1 (NALIM RAZI [US] ET AL) 12 September 2013 (2013-09-12) the whole document -----	1



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

29 March 2016

Date of mailing of the international search report

06/04/2016

Name and mailing address of the ISA/

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Theis, Gilbert

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2016/050142

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
FR 2866676	A1	26-08-2005	FR 2866676 A1 26-08-2005
			GB 2411208 A 24-08-2005
			JP 3952202 B2 01-08-2007
			JP 2005233068 A 02-09-2005
			US 2005183413 A1 25-08-2005

DE 10347588	A1	19-05-2005	NONE

US 2013236842	A1	12-09-2013	US 2010018215 A1 28-01-2010
			US 2013236842 A1 12-09-2013
			WO 2008070210 A2 12-06-2008

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2016/050142

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. F23R7/00 F02C5/12
ADD.

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
F23R F02C

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés)

EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
X	FR 2 866 676 A1 (JAPAN AEROSPACE EXPLORATION [JP]) 26 août 2005 (2005-08-26)	1-4,9,10
A	figures 1-3	5
X	DE 103 47 588 A1 (HIGH SPEED TURBOMASCHINEN GMBH [DE]) 19 mai 2005 (2005-05-19)	1,2,9,10
A	alinéa [0001] - alinéa [0020]; figures 1-7	5
A	US 2013/236842 A1 (NALIM RAZI [US] ET AL) 12 septembre 2013 (2013-09-12) le document en entier	1



Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents



Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

* Catégories spéciales de documents cités:

"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent

"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date

"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)

"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens

"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

"X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

"Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

29 mars 2016

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

06/04/2016

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale

Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Theis, Gilbert

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2016/050142

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2866676	A1	26-08-2005	FR 2866676 A1	26-08-2005
			GB 2411208 A	24-08-2005
			JP 3952202 B2	01-08-2007
			JP 2005233068 A	02-09-2005
			US 2005183413 A1	25-08-2005

DE 10347588	A1	19-05-2005	AUCUN	

US 2013236842	A1	12-09-2013	US 2010018215 A1	28-01-2010
			US 2013236842 A1	12-09-2013
			WO 2008070210 A2	12-06-2008
