

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(43) Date de la publication internationale
22 novembre 2012 (22.11.2012)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2012/156597 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F02C 3/14 (2006.01) F23R 7/00 (2006.01)
F02K 7/08 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2012/000186

(22) Date de dépôt international :
9 mai 2012 (09.05.2012)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
1101483 16 mai 2011 (16.05.2011) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : MBDA
FRANCE [FR/FR]; 37, Bld de Montmorency, F-75016
Paris (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : FALEM-
PIN, François [FR/FR]; 41, rue Joseph Rémond, F-78370
Sain Arnoult (FR). LE NAOUR, Bruno [FR/FR]; 34, rue
Viollet le Duc, F-18000 Bourges (FR).

(74) Mandataire : GEVERS FRANCE; 23BIS, Rue de Turin,
F-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, 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, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR,
KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME,
MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ,
OM, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, 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, 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,
ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[Suite sur la page suivante]

(54) Title : TURBINE ENGINE INCLUDING A DETONATION CHAMBER AND AIRCRAFT PROVIDED WITH SUCH A
TURBINE ENGINE

(54) Titre : TURBOMACHINE À CHAMBRE DE DÉTONATION ET ENGIN VOLANT POURVU D'UNE TELLE TURBOMA-
CHINE

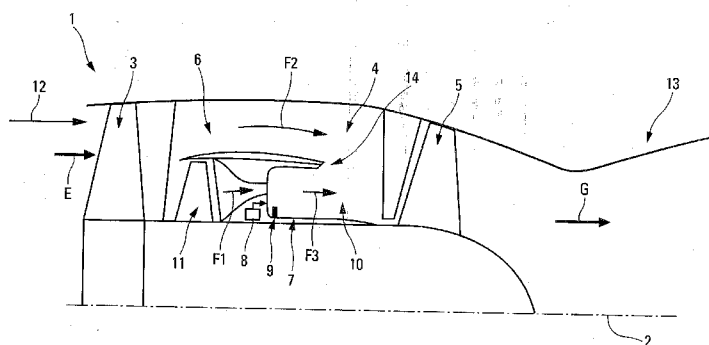


Fig. 1

(57) Abstract : The invention relates to a turbine engine including a detonation chamber and an aircraft provided with such a turbine engine. The chamber (4) of the turbine engine (1) comprises a continuous detonation wave engine (6) provided with an annular detonation chamber (7) and associated means (8, 9) that can be used to generate a continuous production of hot gases from a detonation mixture of fuel and air. The continuous detonation wave engine (6) is arranged such as to form, from a flow of incoming air (E), a first flow (F1) which enters the detonation chamber (7) and which is used by the engine (6) and a second flow (F2) which bypasses the chamber. The turbine engine (1) also includes auxiliary means (10) for mixing the hot gases (F3) leaving the detonation chamber (7) with the second flow of air (F2) before directing same towards the turbine (5). A plurality of detonation chambers (7) are arranged concentrically to one another relative to the axis of the turbine engine.

(57) Abrégé :

[Suite sur la page suivante]

WO 2012/156597 A1



Publiée :

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

Turbomachine à chambre de détonation et engin volant pourvu d'une telle turbomachine. La chambre (4) de la turbomachine (1) comporte un moteur (6) à onde de détonation continue, pourvu d'une chambre de détonation annulaire (7) et de moyens associés (8, 9) permettant de générer une production continue de gaz chauds à partir d'un mélange détonant de combustible et d'air, ledit moteur (6) à onde de détonation continue étant agencé de manière à former, à partir d'un flux d'air entrant (E), un premier flux (FTJ) qui pénètre dans la chambre de détonation (7) et qui est utilisé par ledit moteur (6) et un second flux (F2) qui la contourne, ladite turbomachine (1) comportant, de plus, des moyens auxiliaires (10) pour mélanger les gaz chauds (F3) issus de la chambre de détonation (7) avec ledit second flux d'air (F2) avant de les diriger vers la turbine (5). Une pluralité de chambres de détonation (7) sont agencées de manière concentrique les unes par rapport aux autres, relativement à l'axe de la turbomachine.

Turbomachine à chambre de détonation et engin volant pourvu d'une telle turbomachine.

La présente invention concerne une turbomachine à chambre de détonation, ainsi qu'un engin volant, en particulier un avion, qui est pourvu d'une telle turbomachine.

Plus précisément, la présente invention est relative à tout type de turbomachine, tel qu'un turboréacteur, un turbopropulseur, un turbogénérateur ou une turbine à gaz, qui comporte de façon usuelle au moins, dans le sens d'écoulement des gaz, un compresseur, une chambre de combustion susceptible de générer un flux de gaz chauds à partir d'un mélange d'air provenant d'un flux d'air capté et d'un combustible, et une turbine qui est entraînée en rotation par ce flux de gaz chauds et qui entraîne ledit compresseur.

Une turbomachine récupère ainsi de l'énergie calorifique des gaz issus de la combustion réalisée dans la chambre de combustion par le biais de la turbine, dans le but d'entraîner le compresseur, ainsi que des accessoires qui sont nécessaires au bon fonctionnement de la machine (pompes, régulateurs,...).

De façon usuelle, cette chambre de combustion qui est destinée à générer un flux de gaz chauds est, généralement, une chambre de combustion à pression constante.

La présente invention a pour objet de perfectionner une telle turbomachine afin, notamment, d'augmenter son rendement.

A cette fin, selon l'invention, ladite turbomachine du type comportant au moins, dans le sens d'écoulement des gaz, un compresseur, une chambre comprenant des moyens susceptibles de générer des gaz chauds à partir d'un mélange d'air provenant d'un flux d'air capté et d'un combustible, et une turbine qui est entraînée en

rotation par lesdits gaz chauds et qui entraîne ledit compresseur, est remarquable en ce que ladite chambre comporte un moteur à onde de détonation continue, pourvu d'une chambre de détonation annulaire et de moyens associés (système d'injection, moyens d'amorçage) permettant de
5 générer une production continue de gaz chauds à partir d'un mélange détonant de combustible et d'air, en ce que ledit moteur à onde de détonation continue est agencé de manière à former, à partir dudit flux d'air capté, un premier flux qui pénètre dans ladite chambre de détonation et qui est utilisé par ledit moteur et un second flux qui la contourne, et en
10 ce que ladite turbomachine comporte, de plus, des moyens auxiliaires pour mélanger les gaz chauds issus de la chambre de détonation avec ledit second flux d'air avant de les diriger vers la turbine.

Ainsi, selon la présente invention, on remplace sur une turbomachine (turboréacteur, turbopropulseur, turbine à gaz,
15 turbogénérateur) la chambre de combustion usuelle à pression constante par un moteur du type à onde de détonation continue, précisé ci-dessous. De plus, selon l'invention, on détourne une partie de l'air frais capté (air entrant) autour de la chambre de détonation, afin de faire fonctionner cette dernière à des niveaux de richesse suffisants pour assurer un
20 fonctionnement stable et une efficacité thermodynamique optimale. Puis, on mélange cet air détourné (ou dérivé) avec les gaz chauds issus de la chambre de détonation de manière à limiter la température des gaz qui vont entraîner la turbine. A cet effet, on prévoit de préférence un système éjecteur/mélangeur qui permet la dilution des gaz chauds sortant de la
25 chambre de détonation et qui confère une partie de leur quantité de mouvement à l'air frais dérivé afin d'obtenir, sur une distance relativement courte, un mélange de gaz qui présente une température compatible avec la tenue de la turbine.

De façon usuelle, un moteur à onde de détonation continue, de type CDWE (« Continuous Detonation Wave Engine » en anglais), comprend une chambre annulaire dans laquelle est générée une production continue de gaz chauds issus d'ondes de détonation auto-entretenues, comme précisé ci-dessous. On obtient ainsi, comme pour une chambre de combustion à pression constante, un générateur de gaz chauds qui constituent, dès la sortie de la chambre de détonation, un écoulement supersonique dont les caractéristiques sont relativement uniformes.

En revanche, du point de vue du cycle thermodynamique, la détonation conforme à la présente invention présente potentiellement un rendement de 15 à 25 % supérieur à celui d'une combustion à pression constante. De plus, par rapport à une chambre de combustion à pression constante de type moteur à détonation pulsée (PDE), on n'a pas à traiter le problème de l'environnement vibratoire très sévère généré, a priori, par un tel moteur à détonation pulsée. En effet, dans le cas du moteur CDWE, l'écoulement en sortie est relativement uniforme (mais supersonique) et ne génère pas de fréquences basses très néfastes pour le bruit et l'environnement subi par le reste (équipement, passagers) de l'engin équipé de la turbomachine.

Le remplacement conforme à l'invention d'une chambre de combustion usuelle à pression constante par un moteur de type CDWE pourvu d'une chambre de détonation permet, notamment, d'obtenir les avantages suivants, comme précisé ci-après :

- en raison d'un besoin moindre de taux de compression - a priori deux à trois fois moins à iso-performance – la possibilité de simplifier et réduire les étages de compresseur et donc de la turbine, et ainsi de réduire les coûts de développement et de production tout en réduisant la masse ; et

- pour une complexité et des performances équivalentes du ou des compresseurs (et donc de la ou des turbines), en raison de la meilleure efficacité du cycle thermodynamique, la possibilité de réduire sensiblement la consommation de combustible (15 à 20%) et, donc, les émissions de CO₂. On notera également que la détente quasi-instantanée des gaz chauds derrière l'onde de détonation permet, malgré des températures maximales atteintes très élevées, de ne pratiquement pas produire d'oxydes d'azote (NO_x).

Dans un mode de réalisation particulier, ladite turbomachine peut comporter de plus :

- un premier compresseur additionnel qui est agencé en aval dudit compresseur de manière à comprimer ledit second flux d'air ; et/ou

- un second compresseur additionnel qui est agencé en aval dudit compresseur et en amont de ladite chambre de détonation de manière à comprimer ledit premier flux d'air avant qu'il ne pénètre dans cette dernière.

Ce mode de réalisation particulier permet notamment d'assurer plus facilement le découplage entre le compresseur et la chambre de détonation de la turbomachine, en particulier pour éviter une remontée des ondes de détonation ou d'ondes de compression jusqu'au compresseur.

Par ailleurs, de façon avantageuse, ladite turbomachine peut comporter une pluralité de chambres de détonation annulaires, telles que celle précitée, qui sont agencées de manière concentrique. Ceci permet de créer des conditions de fonctionnement optimales sur une large plage de richesse globale en alimentant en combustible un nombre plus ou moins grand de ces chambres concentriques, et de limiter le choc de démarrage en répartissant dans le temps l'allumage de chaque chambre.

En outre, la turbomachine peut, avantageusement, comprendre au moins un circuit de refroidissement de ladite chambre de détonation dans lequel peut circuler du combustible avant son injection dans cette dernière. De préférence, ledit circuit de refroidissement s'étend le long d'au moins une paroi latérale de ladite chambre de détonation, sur au moins une partie de sa longueur.

Ainsi; on peut refroidir la chambre de détonation à l'aide d'une partie ou de l'intégralité du combustible avant de l'injecter dans ladite chambre. Cela permet d'assurer la tenue thermique de la chambre de détonation tout en vaporisant au moins une partie du combustible à injecter au cours de sa circulation dans ledit circuit. Une injection directe du combustible prévaporisé garantit l'initiation et la stabilité de la détonation du mélange détonant combustible-air. On prévient également des problèmes liés aux délais d'évaporation des gouttes de combustibles et de réaction chimique.

La présente invention peut être appliquée à tout type de turbomachine : turboréacteur, turbopropulseur, turbogénérateur, turbine à gaz. De plus, elle peut être mise en œuvre :

- sur une turbomachine usuelle du type à simple flux, comprenant un flux unique. Dans ce cas, ledit moteur à onde de détonation continue est agencé de manière à agir sur ledit flux unique ; ou

- sur une turbomachine usuelle du type à double flux, comprenant un flux primaire et un flux secondaire. Dans ce cas, ledit moteur CDWE est agencé de manière à agir sur ledit flux primaire.

La présente invention concerne également un engin volant, en particulier un avion, qui est pourvu d'au moins une turbomachine telle que celle précitée.

La présente invention concerne en outre un système de génération d'énergie qui est installé au sol, et qui est muni d'au moins une telle turbomachine.

5 L'unique figure du dessin annexé fera bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Cette figure unique est une vue schématique partielle en coupe d'une turbomachine définie de façon générale, à laquelle on applique la présente invention.

La turbomachine 1 représentée schématiquement et partiellement sur la figure présente un axe 2 et comprend, de façon usuelle, dans le sens 12 d'écoulement des gaz, en aval d'une entrée d'air (non représentée), dont le flux d'air capté est illustré par une flèche E :

- un ou plusieurs compresseurs 3 usuels ;
- une chambre 4 susceptible de générer des gaz chauds à partir d'un mélange d'air provenant dudit flux d'air capté E et d'un combustible usuel ;
- une ou plusieurs turbines usuelles 5 qui sont entraînées en rotation par lesdits gaz chauds et qui entraînent ledit ou lesdits compresseurs 3, ainsi que des accessoires usuels (non représentés) qui sont nécessaires au bon fonctionnement de la turbomachine 1 (pompes, régulateurs,...) ; et
- des moyens 13 (tuyère) permettant l'échappement des gaz, comme illustré par une flèche G.

Tous ces éléments qui sont bien connus et qui peuvent être réalisés de différentes manières de façon usuelle, ne sont pas décrits davantage ci-dessous. Cette présentation générale permet de montrer que la présente invention peut être appliquée à tout type de turbomachine 1 présentant les caractéristiques générales précédentes. Elle peut notamment être appliquée à un turboréacteur, à un turbopropulseur, à une turbine à gaz, ou à un turbogénérateur.

On notera que, dans la présente description, les notions de amont et aval sont définies par rapport au sens 12 d'écoulement des gaz.

Selon l'invention, dans le but de perfectionner ladite turbomachine 1 :

5 - ladite chambre 4 est pourvue d'un moteur 6 à onde de détonation continue de type CDWE (« Continuous Detonation Wave Engine » en anglais). Ce moteur 6 comprend notamment une chambre de détonation annulaire 7 qui est agencée de façon concentrique par rapport à l'axe 2, ainsi que des moyens associés 8 et 9 (précisés ci-dessous)
10 nécessaires à son fonctionnement, et il est susceptible de générer une production continue de gaz chauds à partir d'un mélange détonant de combustible et d'air ;

 - ledit moteur 6 à onde de détonation continue est agencé dans ladite chambre 4 en aval dudit compresseur 3 de manière à utiliser une
15 partie du flux d'air capté E. Plus précisément, cet agencement permet de former, à partir dudit flux d'air capté E :

- un premier flux d'air F1 qui pénètre dans ladite chambre de détonation 7 et qui est utilisé par ledit moteur 6 pour former des gaz chauds (flux F3) ; et
- 20 • un second flux d'air F2 qui contourne ladite chambre de détonation 7 ; et

 - ladite turbomachine 1 comporte, de plus, un système éjecteur/mélangeur 10 (non représenté spécifiquement) pour mélanger les gaz chauds (flux F3) issus de la chambre de détonation 7 avec ledit
25 second flux d'air F2 avant de diriger ce mélange vers la turbine 5 pour l'entraîner.

Ainsi, la présente invention prévoit de remplacer sur une turbomachine 1 (turboréacteur, turbopropulseur, turbine à gaz, turbogénérateur) le générateur usuel de gaz chauds, à savoir une chambre de combustion à pression constante, par un moteur CDWE 6 du type à onde de détonation continue.

De façon usuelle, un tel moteur CDWE 6 comprend une chambre annulaire 7 dans laquelle est générée une production continue de gaz chauds issus d'ondes de détonation auto-entretenues. Sur un tel moteur 6, un système d'injection 8 injecte de façon permanente du combustible dans la chambre annulaire 7. Ce combustible se mélange à l'air frais dudit flux F1 pour former un mélange détonant. On amorce alors dans ce mélange détonant une onde de détonation à l'aide de moyens d'amorçage 9 usuels (fil à exploser, tube de pré-détonation...). Cette onde se propage de façon circonférentielle dans le mélange détonant frais, tandis que les gaz chauds qu'elle produit se détendent dans le reste de la chambre annulaire 7. Comme l'injection de mélange détonant frais est permanente, lorsque l'onde revient à son point de départ, elle rencontre à nouveau du mélange frais et poursuit son mouvement circonférentiel qui devient donc continu. En fait, en aval de l'onde de détonation, et après la détente initiale des gaz chauds, une couche de mélange frais se développe qui, parce qu'elle est en contact avec les gaz chauds et sous certaines conditions, va donner lieu à une nouvelle onde de détonation auto-initiée. On obtient ainsi une chambre annulaire 7 dans laquelle une série d'ondes de détonation circonférentielles défilant à la fréquence de plusieurs kHz (jusqu'à 30 kHz) produit des gaz chauds qui se détendent vers l'extrémité aval ouverte 14 de la chambre 7.

Ainsi, selon l'invention, on utilise une partie F1 de l'air frais capté E de manière à faire fonctionner le moteur 6 à des niveaux de richesse

suffisants pour assurer un fonctionnement stable et une efficacité thermodynamique optimale.

De plus, le système éjecteur/mélangeur 10 mélange les gaz chauds F3 issus de la chambre de détonation 7 avec ledit second flux F2 (d'air froid) de manière à limiter la température des gaz (mélange F2 et F3) qui vont entraîner la turbine 5. Ce système éjecteur/mélangeur 10 est formé de manière à permettre la dilution des gaz chauds F3 sortant de la chambre de détonation 7 et à conférer une partie de leur quantité de mouvement à l'air frais F2 dérivé afin d'obtenir, sur une distance relativement courte, un mélange de gaz qui présente une température compatible avec la tenue de la turbine 5. Ainsi, on est en mesure de faire fonctionner la chambre de détonation 7 à une richesse suffisante pour obtenir un fonctionnement stable et efficace (avec des conditions proches des conditions Chapman-Jouguet), tout en maintenant une température suffisamment faible à l'entrée de la turbine 5 pour assurer sa tenue thermique.

Grâce à l'ensemble des caractéristiques précédentes, on obtient donc, comme pour une chambre de combustion à pression constante, une génération continue de gaz chauds qui constituent, dès la sortie de la chambre de détonation 7, un écoulement supersonique dont les caractéristiques sont relativement uniformes.

En revanche, du point de vue du cycle thermodynamique, la détonation mise en œuvre par le moteur 6 présente potentiellement un rendement de 15 à 25 % supérieur à celui d'une combustion à pression constante.

Le remplacement conforme à l'invention d'une chambre de combustion usuelle à pression constante par un moteur 6 de type CDWE pourvue d'une chambre de détonation 7 permet notamment d'obtenir les avantages suivants :

- en raison d'un besoin moindre de taux de compression - a priori deux à trois fois moins à iso-performance – la possibilité de simplifier et réduire les étages du compresseur 3 et donc de la turbine 5, et ainsi de réduire les coûts de développement et de production de la turbomachine 1 tout en réduisant sa masse ; et

- pour une complexité et des performances équivalentes du ou des compresseurs 3 (et donc de la ou des turbines 5), en raison de la meilleure efficacité du cycle thermodynamique, la possibilité de réduire sensiblement la consommation de combustible (15 à 20%) et, donc, les émissions de CO₂. On notera également que la détente quasi-instantanée des gaz chauds derrière l'onde de détonation permet, malgré les températures maximales atteintes très élevées, de ne pratiquement pas produire d'oxydes d'azote (NO_x).

Par ailleurs, le système d'injection 8 injecte le combustible usuel séparément de l'air (flux F1). On ne prévoit donc pas d'injection en prémélange, ce qui permet d'éviter tout risque d'inflammation en amont de la chambre de détonation 7. En outre, dans le cas d'un combustible stockable tel qu'un hydrocarbure liquide, on peut également prévoir un circuit régénératif (non représenté) permettant de prévaporiser le combustible (avant son injection) et d'obtenir ainsi des conditions de mélange et de détonation satisfaisantes sans prémélange. De préférence, ce circuit régénératif (ou de refroidissement), dans lequel circule du combustible, s'étend le long d'au moins une paroi latérale de ladite chambre de détonation, sur au moins une partie de sa longueur.

Par ailleurs, on peut également prévoir un système d'injection d'air (qui est par exemple réalisé sous forme d'une fente annulaire formant un canal d'alimentation d'air) à l'entrée de la chambre de détonation 7, permettant de réaliser un découplage entre cette chambre 7 et la partie amont.

Dans un mode de réalisation particulier, ladite turbomachine 1 comporte de plus, au moins un compresseur additionnel 11 (ou surpresseur) qui est agencé en aval dudit compresseur 3 et en amont de ladite chambre de détonation 7 (dans le sens d'écoulement 12) de manière à comprimer ledit flux d'air F1 avant qu'il ne pénètre dans cette dernière.

Ce mode de réalisation particulier permet, notamment, d'assurer plus facilement le découplage entre le compresseur 3 et la chambre de détonation 7, en particulier pour éviter une remontée des ondes de détonation ou d'ondes de compression jusqu'au compresseur 3.

En outre, ladite turbomachine 1 peut comporter, de plus, au moins un autre surpresseur ou compresseur additionnel (non représenté) qui est agencé de manière à agir sur ledit flux d'air F2 contournant la chambre de détonation 7.

Par ailleurs, dans un autre mode de réalisation, ladite turbomachine 1 peut comprendre une pluralité (deux ou plus) de moteurs 6 (tel que celui précité) et donc une pluralité de chambres de détonation 7 qui sont agencées de manière concentrique les unes par rapport aux autres, relativement à l'axe 2. Ceci permet notamment :

- de créer des conditions de fonctionnement optimales sur une large plage de richesses. En effet, pour une chambre de détonation 7 donnée, il est possible d'atteindre de très bonnes performances dans un domaine limité de richesse injectée (vitesse d'onde très proche de la vitesse Chapman-Jouguet dans les conditions considérées), mais en général avec des performances plus réduites pour d'autres richesses. Aussi, en prévoyant plusieurs chambres de détonation 7 concentriques, présentant éventuellement des caractéristiques différentes, on peut obtenir de bonnes performances sur une large plage de richesse globale en

alimentant en combustible un nombre plus ou moins grand de ces chambres concentriques 7 ; et

- de limiter le choc de démarrage en répartissant dans le temps l'allumage de chaque chambre 7.

5 La présente invention peut être appliquée à tout type de turbomachine 1. Ainsi, elle peut être appliquée, comme représenté sur la figure, à une turbomachine 1 du type à simple flux, comprenant un flux d'air unique E. Dans ce cas, ledit moteur 6 et donc ladite chambre de détonation 7 sont agencés de manière à agir sur ledit flux unique E,
10 comme décrit ci-dessus.

 La présente invention peut également être appliquée à une turbomachine usuelle du type à double flux, comprenant un flux primaire et un flux secondaire. Sur une telle turbomachine, l'air pré-comprimé ne passe pas intégralement par le moteur, mais une partie (flux froid ou flux
15 primaire) le contourne par sa périphérie jusqu'à la tuyère où il est éjecté avec les gaz chauds (flux chaud ou flux primaire). Dans une telle application, ledit moteur 6 et donc ladite chambre de détonation 7 sont agencés de manière à agir uniquement sur ledit flux primaire.

REVENDEICATIONS

1. Turbomachine du type comportant au moins, dans le sens (12) d'écoulement des gaz, un compresseur (3), une chambre (4) comprenant
5 des moyens susceptibles de générer des gaz chauds à partir d'un mélange d'air provenant d'un flux d'air capté et d'un combustible, et une turbine (5) qui est entraînée en rotation par lesdits gaz chauds et qui entraîne ledit compresseur (3), ladite chambre (4) comportant un moteur (6) à onde de détonation continue, pourvu d'une chambre de détonation annulaire (7) et
10 de moyens associés (8, 9) permettant de générer une production continue de gaz chauds à partir d'un mélange détonant de combustible et d'air, ledit moteur (6) à onde de détonation continue étant agencé de manière à former, à partir dudit flux d'air capté (E), un premier flux (F1) qui pénètre dans ladite chambre de détonation (7) et qui est utilisé par ledit moteur (6)
15 et un second flux (F2) qui la contourne,
caractérisée en ce que ladite turbomachine (1) comporte, de plus :
- des moyens auxiliaires (10) pour mélanger les gaz chauds (F3) issus de la chambre de détonation (7) avec ledit second flux d'air (F2) avant de les diriger vers la turbine (5) ; et
20 - une pluralité de chambres de détonation (7) qui sont agencées de manière concentrique les unes par rapport aux autres, relativement à l'axe (2) de la turbomachine (1), permettant de créer des conditions de fonctionnement optimales sur une large plage de richesses et de limiter le choc de démarrage.
- 25 2. Turbomachine selon la revendication 1,
caractérisée en ce que lesdits moyens auxiliaires (10) comportent un système éjecteur/mélangeur permettant la dilution des gaz chauds (F3) et la restitution d'une partie de leur quantité de mouvement à l'air frais dudit

second flux (F2) d'air afin d'obtenir un mélange de gaz présentant une température compatible avec la tenue de la turbine (5).

3. Turbomachine selon l'une des revendications 1 et 2, caractérisée en ce qu'elle comporte au moins un compresseur additionnel (11) qui est agencé en aval dudit compresseur (3) et en amont de ladite chambre de détonation (7) de manière à comprimer ledit premier flux d'air (F1) avant qu'il ne pénètre dans cette dernière.

4. Turbomachine selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisée en ce qu'elle comporte au moins un compresseur additionnel qui est agencé en aval dudit compresseur (3) de manière à comprimer ledit second flux d'air (F2).

5. Turbomachine selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisée en ce qu'elle comporte au moins un circuit de refroidissement de ladite chambre de détonation dans lequel peut circuler du combustible avant son injection dans cette dernière.

6. Turbomachine selon la revendication 5, caractérisée en ce que ledit circuit de refroidissement s'étend le long d'au moins une paroi latérale de ladite chambre de détonation, sur au moins une partie de sa longueur.

7. Turbomachine selon l'une des revendications 1 à 6, caractérisée en ce qu'elle est du type à simple flux, comprenant un flux unique (E), et en ce que ledit moteur (6) à onde de détonation continue est agencé de manière à agir sur ledit flux unique (E).

8. Turbomachine selon l'une des revendications 1 à 6, caractérisée en ce qu'elle est du type à double flux, comprenant un flux primaire et un flux secondaire, et en ce que ledit moteur (6) à onde de détonation continue est agencé de manière à agir sur ledit flux primaire.

9. Engin volant, en particulier un avion,

caractérisé en ce qu'il est pourvu d'au moins une turbomachine (1) telle que celle spécifiée sous l'une quelconque des revendications 1 à 8.

10. Système de génération d'énergie,
caractérisé en ce qu'il est pourvu d'au moins une turbomachine (1) telle
5 que celle spécifiée sous l'une quelconque des revendications 1 à 8.

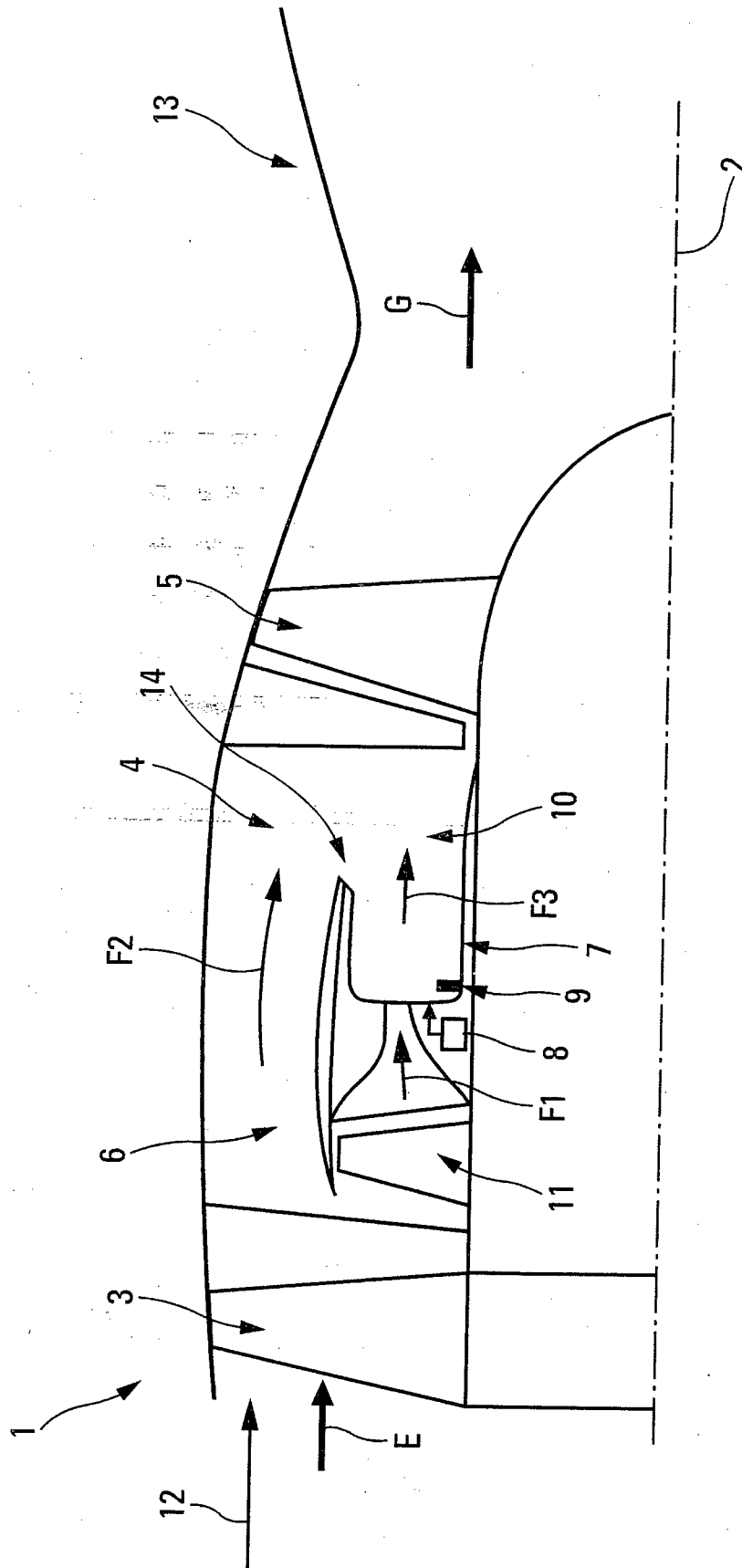


Fig. 1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2012/000186

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

INV. F02C3/14 F02K7/08 F23R7/00
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)

F02C F02K F23R

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

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	GB 1 069 217 A (ROLLS ROYCE) 17 May 1967 (1967-05-17) page 1, lines 9-68 page 2, lines 5-126 page 3, lines 8-13, 75-79, 89-109; figure 1	1-10
A	----- US 2010/050592 A1 (LU FRANK K [US] ET AL) 4 March 2010 (2010-03-04) paragraphs [0002], [0003], [0033], [0036], [0039] - [0041], [0044], [0055], [0056], [0060] - [0064]; figures 1,21-23	1-10
A	----- US 2009/193786 A1 (MURROW KURT DAVID [US] ET AL) 6 August 2009 (2009-08-06) paragraphs [0023] - [0025], [0028], [0030], [0033]; figures 1,3 ----- -/--	1-10



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

9 July 2012

Date of mailing of the international search report

16/07/2012

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

Souris, Christophe

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No

PCT/FR2012/000186

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	WO 2011/037597 A1 (PRATT & WHITNEY ROCKETDYNE INC [US]; CLAFLIN SCOTT [US]) 31 March 2011 (2011-03-31) paragraphs [0002], [0008] - [0012]; figures 1,2 -----	1-10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No

PCT/FR2012/000186

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
GB 1069217	A	17-05-1967	NONE
US 2010050592	A1	04-03-2010	NONE
US 2009193786	A1	06-08-2009	NONE
WO 2011037597	A1	31-03-2011	EP 2480771 A1 01-08-2012 US 2012151898 A1 21-06-2012 WO 2011037597 A1 31-03-2011

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2012/000186

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F02C3/14 F02K7/08 F23R7/00 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) F02C F02K F23R		
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		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	GB 1 069 217 A (ROLLS ROYCE) 17 mai 1967 (1967-05-17) page 1, ligne 9-68 page 2, ligne 5-126 page 3, ligne 8-13, 75-79, 89-109; figure 1 -----	1-10
A	US 2010/050592 A1 (LU FRANK K [US] ET AL) 4 mars 2010 (2010-03-04) alinéas [0002], [0003], [0033], [0036], [0039] - [0041], [0044], [0055], [0056], [0060] - [0064]; figures 1,21-23 -----	1-10
A	US 2009/193786 A1 (MURROW KURT DAVID [US] ET AL) 6 août 2009 (2009-08-06) alinéas [0023] - [0025], [0028], [0030], [0033]; figures 1,3 ----- -/-	1-10
☒ 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 9 juillet 2012		Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale 16/07/2012
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 Souris, Christophe

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°

PCT/FR2012/000186

C(suite). DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	WO 2011/037597 A1 (PRATT & WHITNEY ROCKETDYNE INC [US]; CLAFLIN SCOTT [US]) 31 mars 2011 (2011-03-31) alinéas [0002], [0008] - [0012]; figures 1,2 -----	1-10

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2012/000186

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
GB 1069217	A	17-05-1967	AUCUN	

US 2010050592	A1	04-03-2010	AUCUN	

US 2009193786	A1	06-08-2009	AUCUN	

WO 2011037597	A1	31-03-2011	EP 2480771 A1	01-08-2012
			US 2012151898 A1	21-06-2012
			WO 2011037597 A1	31-03-2011
