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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
5 novembre 2009 (05.11.2009)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2009/133322 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F23R 3/50 (2006.01) *F23R 3/00* (2006.01)
F23R 3/60 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2009/000473

(22) Date de dépôt international :
21 avril 2009 (21.04.2009)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0802295 24 avril 2008 (24.04.2008) FR

(71) Déposant *(pour tous les États désignés sauf US)* : **SNECMA** [FR/FR]; 2, boulevard du Général Martial Valin, F-75015 Paris (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants *(pour US seulement)* : **BERDOU, Caroline, Jacqueline, Denise** [FR/FR]; Résidence de la Vallée - Bâtiment C, F-91120 Palaiseau (FR). **DUVAL, Sylvain** [FR/FR]; 54, rue des Carreaux, F-77220 Tournan en Brie (FR). **LUNEL, Romain, Nicolas** [FR/FR]; 11, rue d'Eprunes, F-77950 Montereau sur le Jard (FR).

(74) Mandataires : **RAMEY, Daniel** et al.; Ernest Gutmann-Yves Plasseraud SAS, 3, rue Auber, F-75009 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, 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, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, 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, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (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, SE, SI, SK, 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 : ANNULAR COMBUSTION CHAMBER FOR A TURBOMACHINE

(54) Titre : CHAMBRE ANNULAIRE DE COMBUSTION POUR TURBOMACHINE

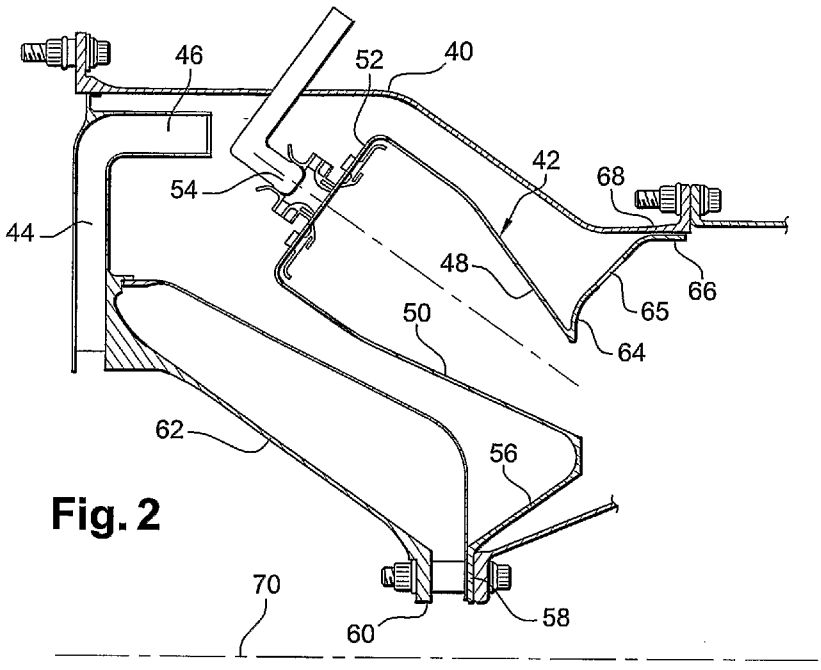


Fig. 2

(57) Abstract : An annular combustion chamber for a turbomachine, such as a jet engine or a turboprop engine for an aircraft, comprising at the downstream end of one of its external or internal walls of revolution (48, 50) an annular flange (58) for fastening to a casing (62) of the turbomachine, the downstream end of the other wall of revolution of the chamber comprising means (66) which are spaced apart from another casing (40) of the turbomachine when cold and bear radially on this casing when hot.

(57) Abrégé : Chambre annulaire de combustion pour turbomachine, telle qu'un turboréacteur ou turbopropulseur d'avion, comprenant à l'extrémité aval d'une de ses parois de révolution externe ou interne (48, 50), une bride annulaire (58) de fixation sur un carter (62) de la turbomachine, l'extrémité aval de l'autre paroi de révolution de la chambre comprenant des moyens (66) écartés à froid d'un autre carter (40) de la turbomachine et s'appliquant radialement à chaud sur ce carter.

WO 2009/133322 A1

Publiée :

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

— *avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues (règle 48.2.h))*

Chambre annulaire de combustion pour turbomachine

L'invention concerne une chambre annulaire de combustion pour turbomachine, ainsi qu'une turbomachine, telle notamment qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, équipé de cette chambre de combustion.

Une chambre annulaire de combustion d'une turbomachine comprend des parois annulaires de révolution, respectivement interne et externe, formées à l'une de leurs extrémités avec des brides annulaires par lesquelles la chambre est fixée, par boulonnage, sur des carters interne et externe respectivement de la turbomachine.

Les raideurs de ces brides annulaires doivent être suffisamment élevées pour que les fréquences propres de la chambre de combustion soient supérieures aux fréquences vibratoires de la turbomachine en fonctionnement. Cette raideur des brides impose leur dimensionnement et donc leur masse, qui, si elle est trop réduite, peut créer des phénomènes vibratoires sur la chambre de combustion avec des risques d'incidents mécaniques graves.

La raideur des brides est également la cause de contraintes importantes dans ces brides pendant le fonctionnement de la turbomachine : en effet, la chambre de combustion est alors soumise à des températures élevées et est fixée par les brides à des carters dont la température est nettement inférieure à celle de la chambre, de sorte que les contraintes qui sont dues aux différentiels de dilatations thermiques de la chambre et des carters sont localisées dans les brides, au détriment de leur durée de vie.

La présente invention a notamment pour but de limiter les contraintes de ces brides de fixation tout en évitant les problèmes de tenue vibratoire des chambres de combustion.

Corollairement, elle a également pour but de réduire les masses des brides de fixation.

Elle propose à cet effet une chambre annulaire de combustion pour turbomachine, comprenant deux parois annulaires de révolution, respectivement interne et externe, dont l'une comporte une bride annulaire destinée à la fixation de la chambre sur un carter de la turbomachine, caractérisée en ce que l'autre paroi annulaire de révolution comporte des moyens d'appui destinés à être écartés à froid d'un autre carter de la turbomachine et à s'appliquer radialement, à chaud, sur cet autre carter.

La chambre de combustion selon l'invention est donc fixée par une seule bride annulaire, interne ou externe, à un carter de la turbomachine et, à chaud, sa dilatation thermique supérieure génère un appui supplémentaire sur un autre carter de la turbomachine. Les contraintes qui sont générées par le différentiel de dilatation thermique de la chambre par rapport au carter n'apparaissent dans les brides qu'à partir du moment où l'appui supplémentaire sur l'autre carter est créé. Globalement, les contraintes dans les brides annulaires de fixation de la chambre de combustion sont inférieures à celles que l'on constatait dans la technique antérieure.

Selon une autre caractéristique de l'invention, les moyens d'appui sont reliés à la paroi de la chambre annulaire de combustion par au moins une zone flexible ou élastiquement déformable.

Ainsi, lorsque l'appui supplémentaire sur l'autre carter de la turbomachine est créé, la flexibilité de cette zone permet de limiter l'augmentation des contraintes dans la bride annulaire de fixation sur le premier carter.

Dans un mode de réalisation préféré de l'invention, les moyens d'appui comprennent une paroi cylindrique d'extrémité, reliée à la paroi annulaire de révolution de la chambre par une paroi inclinée par rapport à l'axe de cette chambre.

Cette paroi inclinée peut comporter des orifices de passage d'air de ventilation.

Dans une première forme de réalisation, la bride annulaire de fixation est portée par la paroi annulaire externe de révolution de la chambre et les moyens d'appui par la paroi annulaire interne de cette chambre.

En variante, la bride annulaire de fixation est portée par la paroi annulaire interne de révolution de la chambre de combustion et les moyens d'appui par sa paroi annulaire externe.

L'invention concerne également une turbomachine, telle qu'un turboréacteur ou turbopropulseur d'avion, caractérisée en ce qu'elle comprend une chambre de combustion du type décrit ci-dessus.

Avantageusement, cette turbomachine comprend un carter comportant une partie cylindrique sur laquelle les moyens d'appui de la chambre de combustion sont destinés à s'appliquer à chaud.

De préférence, les moyens d'appui à chaud de la chambre sont en contact glissant sur cette partie cylindrique du carter. Cette disposition permet à la chambre de combustion de se dilater en fonctionnement pour venir en contact sur un carter de la turbomachine.

Typiquement, le jeu à froid entre les moyens d'appui de la chambre de combustion et le carter de la turbomachine est de l'ordre du dixième de millimètre.

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

- la figure 1 est une demi-vue schématique en coupe axiale d'une chambre annulaire de combustion selon la technique antérieure ;
- les figures 2 et 3 sont deux vues semblables à la figure 1 et représentent deux modes de réalisation de l'invention.

En figure 1, la référence 10 désigne un carter externe d'une turbomachine telle qu'un turboréacteur d'avion, la référence 12 désignant une chambre annulaire de combustion logée à l'intérieur du carter 10 en

aval d'un compresseur (non représenté) qui alimente la chambre de combustion 12 en air sous pression par l'intermédiaire d'un diffuseur 14.

La chambre 12 est divergente et comprend une paroi annulaire de révolution radialement externe 16 et une paroi annulaire de révolution radialement interne 18 qui sont réunies à leurs extrémités amont par un fond de chambre 20 et par un carénage 22 comportant des orifices de passage d'injecteurs de carburant 24 portés par le carter 10 et représentés en traits pointillés.

Les extrémités aval des parois 16, 18 de révolution de la chambre 12 comprennent chacune une bride annulaire 26, 28 respectivement, permettant de fixer la chambre 12 sur une bride annulaire correspondante 30 du carter externe 10 et sur une bride annulaire 32 d'un carter interne 34 qui s'étend depuis le diffuseur 14 le long de la paroi interne 18 de la chambre de combustion.

Dans l'exemple représenté, les brides annulaires 26, 28 sont raccordées aux extrémités aval des parois de révolution 16, 18 par des parois de liaison annulaires 36, 38 respectivement.

Les brides annulaires 26, 28 et leurs parois 36, 38 de liaison aux parois 16, 18 de la chambre 12 doivent présenter une raideur suffisante pour que les fréquences propres de la chambre de combustion soient supérieures aux fréquences vibratoires de la turbomachine en fonctionnement. Toutefois, plus ces brides et les parois 36, 38 sont rigides, plus les contraintes qui s'y développent en fonctionnement du fait de la différence de dilatation thermique de la chambre 12 et des carters 10, 34, sont importantes et susceptibles de réduire la durée de vie de ces brides et parois de liaison.

L'invention permet de résoudre ce problème d'une façon simple, économique et satisfaisante, qui va être décrite ci-dessous en référence aux figures 2 et 3.

On a représenté schématiquement en figure 2 une demi-vue en coupe axiale d'une chambre annulaire de combustion 42 selon l'invention,

qui est convergent dans cet exemple et qui est alimentée en air sous pression, non plus par un diffuseur axial 14 comme la chambre de combustion 12 de la figure 1, mais par un diffuseur radial 44 associé à un redresseur annulaire 46, le diffuseur 44 étant monté en sortie d'un étage de compression centrifuge (non représenté).

On notera que la présente invention est bien entendu applicable à des chambres annulaires de combustion du type de celles représentées en figure 1.

La chambre annulaire 42 de la figure 2 comporte deux parois annulaires de révolution externe 48 et interne 50, respectivement, qui sont de forme générale tronconique et dont les extrémités amont sont raccordées par un fond de chambre annulaire 52 comportant des moyens connus de réception des têtes 54 d'injecteurs de carburant portés par un carter externe 40 de la turbomachine.

L'extrémité aval de la paroi de révolution interne 50 est raccordée par une paroi annulaire tronconique 56 à une bride annulaire 58 de fixation par boulonnage sur une bride annulaire correspondante 60 d'un carter interne 62 portant le diffuseur-redresseur 44, 46.

L'extrémité aval de la paroi de révolution externe 48 est raccordée par une paroi tronconique 64 à une paroi cylindrique d'extrémité 66 qui s'étend le long d'une partie aval cylindrique 68 du carter externe 40.

La paroi d'extrémité cylindrique 66 et la partie cylindrique 68 du carter externe sont dans cet exemple, sensiblement parallèles à l'axe longitudinal 70 de la turbomachine, qui est l'axe de rotation des compresseurs et des turbines de cette turbomachine.

La paroi d'extrémité cylindrique 66 de la chambre de combustion 42 est parallèle à la partie cylindrique 68 du carter externe 40 et en est séparée par un jeu faible à froid, comme représenté en figure 2. Ce jeu est déterminé pour subsister au démarrage de la turbomachine et au régime de ralenti.

Quand la vitesse de rotation augmente, par exemple pour le décollage de l'avion équipé de cette turbomachine, la dilatation thermique radiale de la chambre de combustion 42 est nettement supérieure à celle du carter externe 40, de sorte que le jeu radial entre la paroi d'extrémité 66 de la chambre de combustion et la partie cylindrique 68 du carter externe 40 s'annule, la paroi d'extrémité 66 de la chambre s'appliquant radialement sur la partie cylindrique 68 du carter 40. Cet appui réalise une fixation supplémentaire de la chambre de combustion sur la turbomachine et rigidifie cette fixation, de telle sorte que la fréquence propre de la chambre de combustion augmente, pour rester supérieure aux fréquences vibratoires de la turbomachine en fonctionnement.

La souplesse ou flexibilité des parois tronconiques 56 et 64 ainsi que le jeu à froid entre l'appui 66 et la partie cylindrique 68 sont déterminés pour, autant que possible, réduire le développement des contraintes dans les zones de raccordement entre la bride 58 et la paroi 50 et entre l'appui 66 et la paroi 48, tout en assurant un appui ferme de la paroi cylindrique 66 sur la partie cylindrique 68 du carter externe 40 à chaud.

L'appui glissant de la paroi cylindrique 66 sur la partie 68 du carter 40 favorise cette réduction globale des contraintes.

Comme représenté, la paroi tronconique 64 peut comporter des orifices 65 de passage d'air de ventilation, qui contribuent à sa flexibilité.

L'ordre de grandeur du jeu radial à froid entre la paroi cylindrique 66 et la partie cylindrique 68 du carter est le dixième de millimètre.

La figure 3 représente une variante de réalisation de l'invention, dans laquelle la chambre de combustion 42 est fixée au carter externe 40 par une bride annulaire 72 reliée à l'extrémité aval de sa paroi externe de révolution 48 par une paroi tronconique 64.

Sa paroi interne de révolution 50 est raccordée par une paroi de liaison 74 à une paroi cylindrique d'extrémité 76 dont l'axe de révolution est confondu avec l'axe longitudinal 70 de la turbomachine.

Cette paroi cylindrique d'extrémité 76 s'étend vers l'amont dans l'exemple représenté et est engagée dans une gorge annulaire cylindrique formée par un rebord 78 d'une paroi 80 solidaire du carter interne 62 de la turbomachine. Selon la place disponible, la paroi cylindrique 76 peut s'étendre vers l'aval. La paroi 80 comprend une partie cylindrique 82 parallèle à la paroi cylindrique d'extrémité 76 de la chambre de combustion et qui en est écartée à froid d'un jeu radial dont l'ordre de grandeur est le dixième de millimètre. A chaud, ce jeu radial est annulé et la paroi cylindrique d'extrémité 76 de la chambre de combustion s'applique radialement sur le rebord 78 du carter interne.

La bride annulaire 72 est reliée à la paroi externe de révolution 48 de la chambre par une paroi tronconique 64 semblable à celle décrite en référence à la figure 2, et dont la raideur est déterminée pour assurer un support et un positionnement corrects de la chambre de combustion 42 à froid et au régime de ralenti de la turbomachine. La flexibilité de la paroi 74 reliant la paroi d'extrémité 76 à la paroi interne de révolution 50 de la chambre est déterminée pour que, à chaud, l'appui sur le rebord 78 du carter interne, combiné à la raideur de la paroi de liaison 64, confère à la chambre de combustion 42 une fréquence propre supérieure aux fréquences vibratoires de la turbomachine en fonctionnement.

Pour le reste, les moyens essentiels de la variante de réalisation de la figure 3 sont les mêmes que ceux décrits et représentés en figure 2.

REVENDICATIONS

1. Chambre annulaire de combustion pour turbomachine, comprenant deux parois annulaires de révolution, respectivement externe (48) et interne (50), dont l'une comporte une bride annulaire (58, 72) destinée à la fixation de la chambre sur un carter (40, 80, 62) de la turbomachine, caractérisée en ce que l'autre paroi annulaire de révolution comporte des moyens d'appui (66, 76) destinés à être écartés à froid d'un autre carter (80, 40) de la turbomachine et à s'appliquer radialement, à chaud, sur ce carter.

2. Chambre annulaire de combustion selon la revendication 1, caractérisée en ce que les moyens d'appui sont reliés à la paroi de la chambre par au moins une zone (64) élastiquement déformable.

3. Chambre annulaire de combustion selon la revendication 1 ou 2, caractérisée en ce que les moyens d'appui comprennent une paroi cylindrique d'extrémité (66, 76) reliée à la paroi de révolution de la chambre par une paroi (64) inclinée sur l'axe de la chambre.

4. Chambre annulaire de combustion selon la revendication 3, caractérisée en ce que la paroi inclinée sur l'axe de la chambre comprend des orifices de passage d'air de ventilation.

5. Chambre annulaire de combustion selon la revendication 3 ou 4, caractérisée en ce que la paroi (64, 72) inclinée sur l'axe de la chambre est flexible.

6. Chambre annulaire de combustion selon l'une des revendications précédentes, caractérisée en ce que la bride annulaire de fixation (72) porte la paroi externe (48) de révolution ainsi que la paroi interne (50) de révolution et les moyens d'appui (76) via un fond de chambre (52).

7. Chambre annulaire de combustion selon l'une des revendications 1 à 5, caractérisée en ce que la bride annulaire de fixation

(58) porte la paroi interne (50) de révolution ainsi que la paroi externe (48) de révolution et les moyens d'appui (66) via un fond de chambre (52).

8. Turbomachine, telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, caractérisé en ce qu'elle comprend une chambre annulaire de combustion selon l'une des revendications précédentes.

9. Turbomachine selon la revendication 8, caractérisée en ce qu'elle comprend un carter (40, 62) comportant une partie cylindrique (68, 78) sur laquelle les moyens d'appui (66, 76) de la chambre de combustion sont destinés à s'appliquer à chaud.

10. Turbomachine selon la revendication 8 ou 9, caractérisée en ce que, à chaud, les moyens d'appui (66, 76) de la chambre de combustion sont en contact glissant sur la partie cylindrique (68, 78) du carter.

11. Turbomachine selon l'une des revendications 8 à 10, caractérisée en ce que le jeu à froid entre les moyens d'appui (66, 76) de la chambre de combustion et les parties cylindriques d'appui (68,78) du carter (40, 80) est de l'ordre du dixième de millimètre.

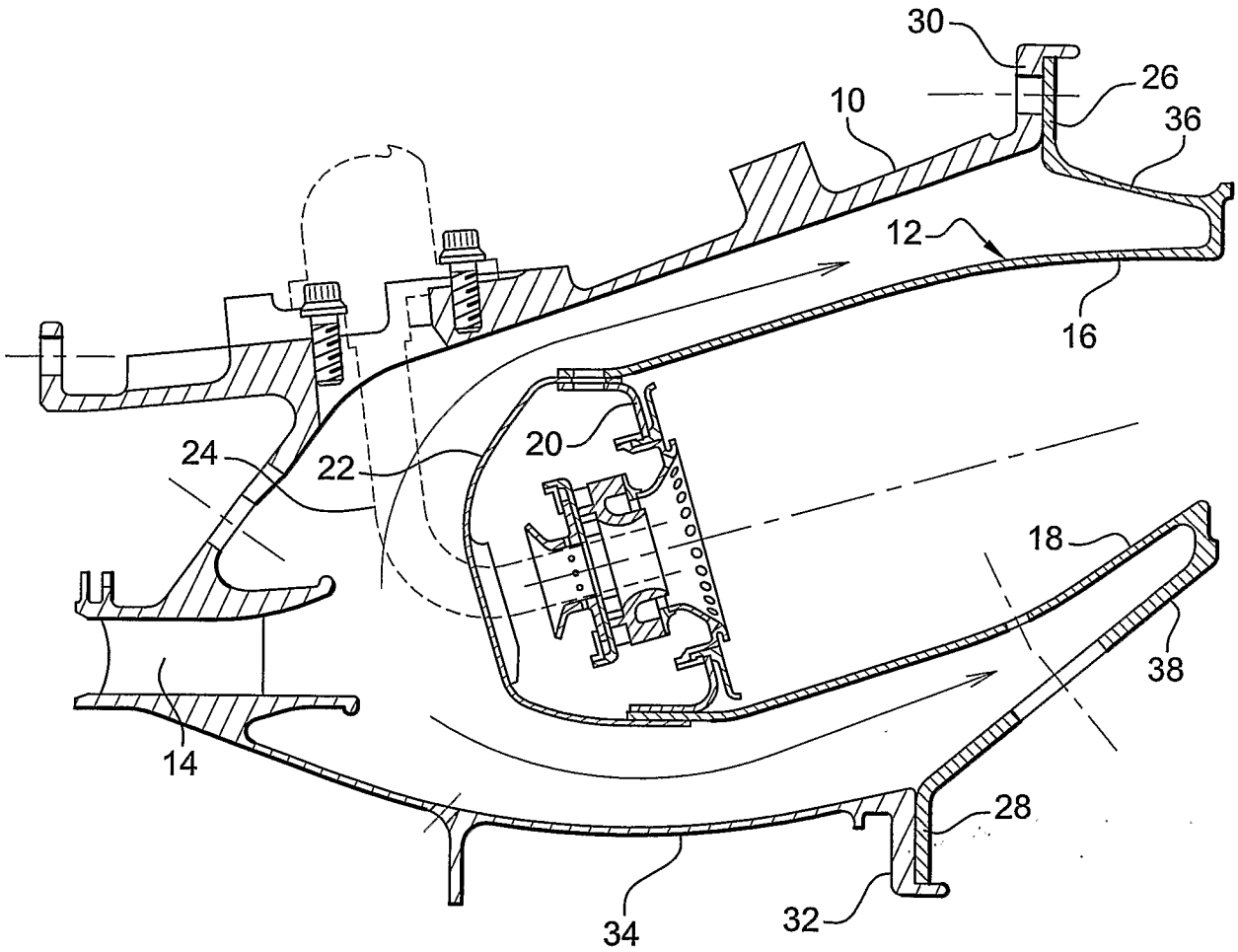


Fig. 1

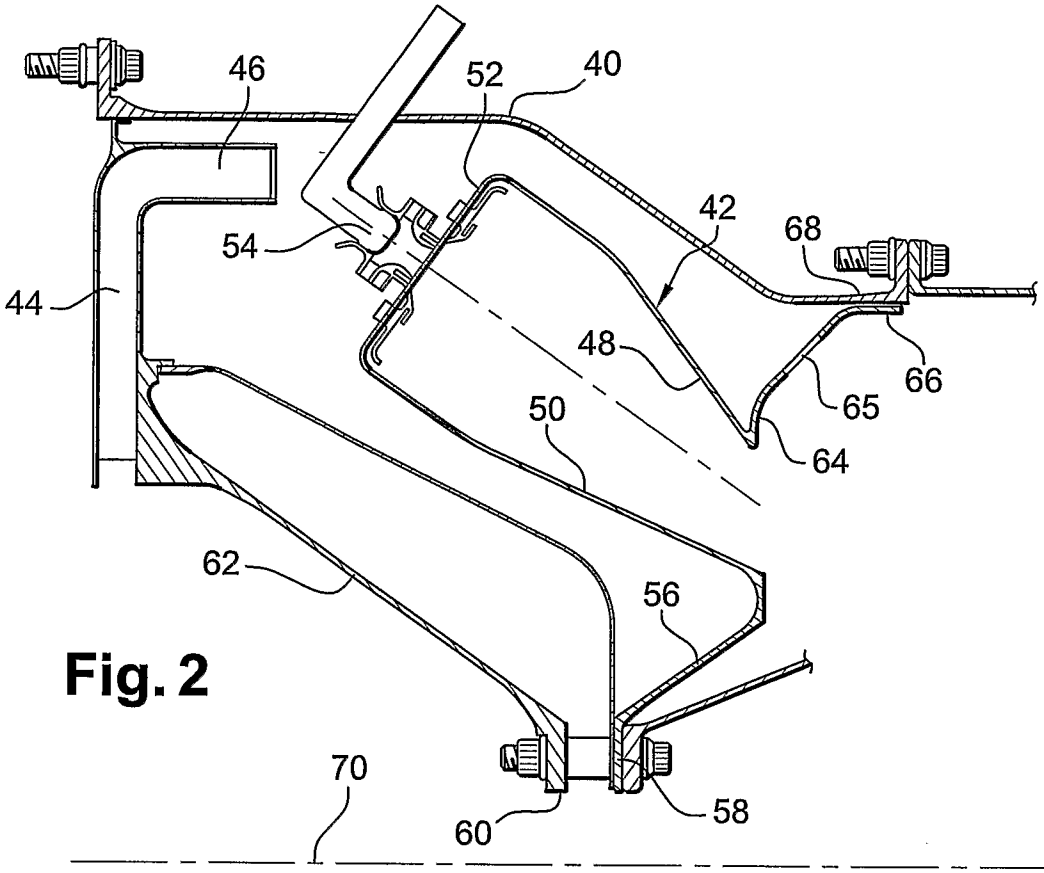

46
52
40
42
68
54
44
48
66
65
50
64
62
56
70
60
58

Fig. 2

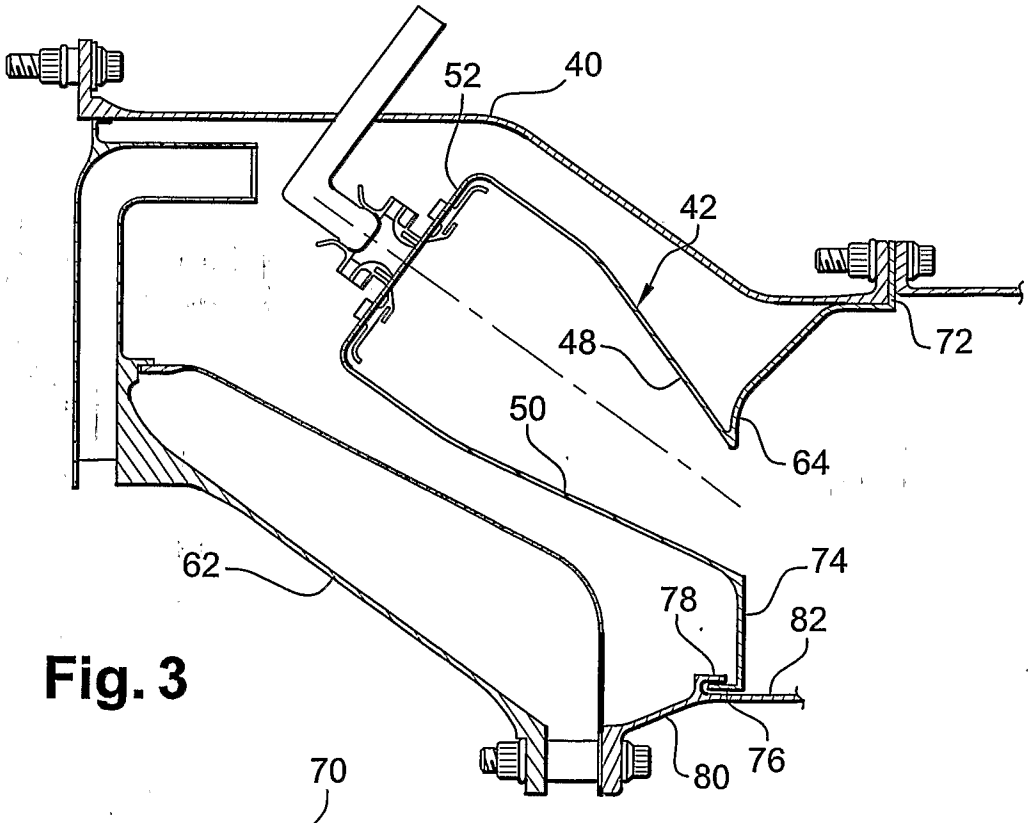

52
40
42
72
48
50
64
74
62
78
82
76
80
70

Fig. 3

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2009/000473

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
INV. F23R3/50 F23R3/60 F23R3/00

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

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 practical, 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	EP 1 777 460 A (SNECMA [FR]) 25 April 2007 (2007-04-25) the whole document	1-11
A	GB 1 539 035 A (ROLLS ROYCE) 24 January 1979 (1979-01-24) page 2, lines 2-27; figures 2,3	1
A	US 5 024 058 A (SHEKLETON JACK R [US] ET AL) 18 June 1991 (1991-06-18) figure 3	1
A	FR 2 825 785 A (SNECMA MOTEURS [FR]) 13 December 2002 (2002-12-13) figure 2	1

-/--

[X] Further documents are listed in the continuation of Box C.

[X] 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 document 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	Date of mailing of the international search report
14 September 2009	29/09/2009

Name and mailing address of the ISA/	Authorized officer
European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL – 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Coli, Enrico

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No
PCT/FR2009/000473

C(Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	EP 1 818 615 A (SNECMA [FR]) 15 August 2007 (2007-08-15) figure 1	1
A	US 5 335 502 A (ROBERTS JR HUBERT S [US] ET AL) 9 August 1994 (1994-08-09) abstract	1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International application No
PCT/FR2009/000473

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 1777460 A	25-04-2007	FR 2892181 A1	20-04-2007
		US 2007107439 A1	17-05-2007
GB 1539035 A	24-01-1979	NONE	
US 5024058 A	18-06-1991	NONE	
FR 2825785 A	13-12-2002	DE 60224956 T2	05-02-2009
		EP 1265035 A1	11-12-2002
		JP 4097994 B2	11-06-2008
		JP 2003035418 A	07-02-2003
		US 2002184888 A1	12-12-2002
EP 1818615 A	15-08-2007	CA 2577514 A1	10-08-2007
		CN 101017001 A	15-08-2007
		FR 2897417 A1	17-08-2007
		JP 2007212130 A	23-08-2007
		US 2007186558 A1	16-08-2007
US 5335502 A	09-08-1994	NONE	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2009/000473

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. F23R3/50 F23R3/60 F23R3/00

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

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	EP 1 777 460 A (SNECMA [FR]) 25 avril 2007 (2007-04-25) le document en entier	1-11
A	GB 1 539 035 A (ROLLS ROYCE) 24 janvier 1979 (1979-01-24) page 2, ligne 2-27; figures 2,3	1
A	US 5 024 058 A (SHEKLETON JACK R [US] ET AL) 18 juin 1991 (1991-06-18) figure 3	1
A	FR 2 825 785 A (SNECMA MOTEURS [FR]) 13 décembre 2002 (2002-12-13) figure 2	1

-/--

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

[X] 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	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale
14 septembre 2009	29/09/2009

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale	Fonctionnaire autorisé
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Coli, Enrico

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2009/000473

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	EP 1 818 615 A (SNECMA [FR]) 15 août 2007 (2007-08-15) figure 1 ----	1
A	US 5 335 502 A (ROBERTS JR HUBERT S [US] ET AL) 9 août 1994 (1994-08-09) abrégé ----	1

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°
PCT/FR2009/000473

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)		Date de publication
EP 1777460	A	25-04-2007	FR	2892181 A1	20-04-2007
			US	2007107439 A1	17-05-2007
GB 1539035	A	24-01-1979	AUCUN		
US 5024058	A	18-06-1991	AUCUN		
FR 2825785	A	13-12-2002	DE	60224956 T2	05-02-2009
			EP	1265035 A1	11-12-2002
			JP	4097994 B2	11-06-2008
			JP	2003035418 A	07-02-2003
			US	2002184888 A1	12-12-2002
EP 1818615	A	15-08-2007	CA	2577514 A1	10-08-2007
			CN	101017001 A	15-08-2007
			FR	2897417 A1	17-08-2007
			JP	2007212130 A	23-08-2007
			US	2007186558 A1	16-08-2007
US 5335502	A	09-08-1994	AUCUN		