

12

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

22 Date de dépôt : 21.12.16.

30 Priorité :

43 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 22.06.18 Bulletin 18/25.

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

60 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

71 Demandeur(s) : SAFRAN NACELLES Société par
actions simplifiée — FR.

72 Inventeur(s) : GONIDEC PATRICK et GONTHIER
GILLES.

73 Titulaire(s) : SAFRAN NACELLES Société par actions
simplifiée.

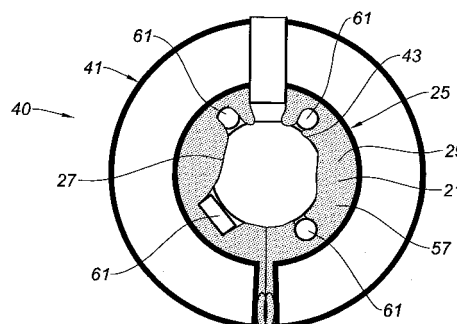
74 Mandataire(s) : CABINET GERMAIN & MAUREAU.

54 NACELLE POUR TURBOREACTEUR D'AERONEF EQUIPEE D'UN DISPOSITIF D'EXTINCTION DE FEU.

57 La présente invention concerne une nacelle (41) pour
turboréacteur, comprenant:

- une section amont formant entrée d'air,
- une section médiane, en aval de ladite section amont,
comprenant:
 - un capot de soufflante, entourant un carter de souf-
flante d'un turboréacteur,
 - un espace annulaire médian, délimité par ledit capot de
soufflante et par ledit carter de soufflante,
 - ledit espace annulaire médian définissant une zone de
feu médiane de la nacelle,
- une section aval, comprenant une structure interne fixe
(25) entourant un compartiment central (21) dudit turbo-
réacteur, formant un espace annulaire aval délimité par ladite
structure interne fixe et par une paroi externe (27) dudit tur-
boréacteur, ledit compartiment central définissant une zone
de feu aval (29) de la nacelle.

La nacelle selon l'invention est remarquable en ce
qu'elle comprend un dispositif d'extinction de feu conçu pour
étouffer un feu par constriction lorsqu'un feu se déclenche
dans lesdites zones (29) de feu.



La présente invention concerne une nacelle pour turboréacteur d'aéronef équipée d'un dispositif d'extinction de feu, et un ensemble propulsif équipé d'une telle nacelle.

Un aéronef est mû par plusieurs turboréacteurs logés chacun dans une nacelle. L'ensemble propulsif constitué par un turboréacteur et la nacelle qui le reçoit est représenté à la figure 1.

L'ensemble propulsif 1 comprend une nacelle 3 supportant un turboréacteur 5. L'ensemble propulsif 1 est relié au fuselage de l'avion (non visible) par exemple grâce à un pylône 7 ou mât réacteur destiné à être suspendu sous une aile de l'avion.

La nacelle 3 présente généralement une structure tubulaire comprenant une section amont 9 définissant une entrée d'air 10 en amont du turboréacteur 5, une section médiane 11 destinée à entourer une soufflante du turboréacteur, une section aval 13 comprenant un capotage externe 15 pouvant abriter un dispositif d'inversion de poussée et destinée à entourer la chambre de combustion du turboréacteur et tout ou partie des étages de compresseur et de turbine du turboréacteur, et est généralement terminée par une tuyère d'éjection dont la sortie est située en aval du turboréacteur.

La figure 2 représente l'ensemble propulsif 1 de la figure 1, vu selon une coupe longitudinale. La nacelle 3 abrite le turboréacteur 5 pouvant être du type double flux, apte à générer par l'intermédiaire d'aubes d'une soufflante 17 un flux d'air chaud (également appelé flux primaire), issu de la chambre de combustion 19 du turboréacteur et circulant vers l'aval de l'ensemble propulsif dans un compartiment de forme sensiblement tubulaire appelé compartiment « core » ou compartiment central 21, et un flux d'air froid (flux secondaire) issu de la soufflante qui circule à l'extérieur du turboréacteur à travers un passage annulaire, également appelé veine 22, formé entre une structure interne définissant un carénage du turboréacteur et une paroi interne du capotage externe 15 de la nacelle. Les deux flux d'air sont éjectés du turboréacteur par l'arrière de la nacelle.

Le compartiment central 21 du turboréacteur ou compartiment « core » forme un espace annulaire aval délimité par une paroi interne 23 structure interne fixe 25 de la nacelle ou « IFS » (acronyme anglais de « Internal Fixed Structure ») entourant le compartiment central 21 et le délimitant de la veine 22, et par une paroi externe 27 du turboréacteur.

La structure interne fixe 25 de la nacelle comprend typiquement un ou plusieurs panneaux solidaires les uns des autres. On distingue principalement deux

types de composition de panneau de structure interne fixe avec, d'une part, les structure interne fixes métalliques, comprenant un panneau de type sandwich en nid d'abeille (NIDA) métallique pris entre deux couches métalliques telles que des peaux en aluminium, éventuellement percées acoustiquement côté veine et, d'autre part, les

5 structures internes fixes composites construites sur le même principe que leur équivalent métallique, mais pour lesquels les couches métalliques sont remplacées par des peaux internes (côté compartiment central ou « core ») et externes (côté veine) en matériaux composites (par exemple : carbone/époxy ou carbone/BMI).

Etant donné que la structure interne fixe est soumise à de fortes

10 contraintes thermiques, il est nécessaire de protéger les panneaux qui composent la structure interne fixe par une protection thermique typiquement placée côté compartiment central ou « core », ceci afin de maintenir localement les températures à des niveaux acceptables et pour prolonger la durée de vie du matériel.

Le rôle des protections thermiques est de protéger les composants de la

15 nacelle de l'environnement moteur, ces composants pouvant être impactés par la convection de l'air en provenance du compartiment central ou « core », dont la température peut typiquement atteindre 400 °C, et par le rayonnement du carter moteur, dont la température peut typiquement atteindre 750 °C.

L'ensemble formé par l'IFS recouvert par une protection thermique

20 assure également un rôle de barrière anti-feu.

Afin de renforcer la protection des composants de la nacelle de l'environnement moteur, les nacelles comportent généralement un dispositif d'extinction de feu permettant d'éteindre un feu déclenché dans certaines zones de la nacelle.

Les dispositifs d'extinction de feu de l'art antérieur sont typiquement conçus pour permettre l'extinction d'un feu déclenché dans une zone de feu aval

25 de la nacelle, définie par le compartiment central 21 du turboréacteur, ou encore dans une zone de feu médiane 31, définie par un espace annulaire médian délimité par une paroi interne 33 d'un capot de soufflante 35 et par une paroi externe 37 d'un carter

30 de soufflante 39 du turboréacteur.

De tels dispositifs d'extinction de feu comprennent selon une réalisation connue de l'art antérieur plusieurs bombonnes renfermant un gaz extincteur chimique tel que du Halon. Ces bombonnes sont typiquement réparties dans le mât réacteur de la nacelle.

L'acheminement du fluide gazeux depuis ces bombonnes jusqu'aux zones

35 de feu est réalisé grâce à un ensemble de canalisations d'amenée du fluide

d'extinction, disposé au sein du mât réacteur. Sur ordre du pilote, le fluide extincteur est amené depuis ces bombonnes jusqu'aux zones de feu.

Un premier inconvénient d'un tel dispositif d'extinction de feu de l'art antérieur est lié à la masse de ce système d'extinction.

5 En effet, les bombonnes et l'ensemble de canalisations d'amenée du fluide d'extinction confèrent à l'ensemble propulsif une masse aditionnelle qu'il convient de réduire.

Un deuxième inconvénient d'un tel dispositif d'extinction de feu de l'art antérieur est que le profil aérodynamique des parties du mât qui reçoivent ces bombonnes, en particulier le bord de fuite du mât réacteur, s'en trouve affecté.

10 En effet, la présence de ces bombonnes épaissit fortement les lignes aérodynamiques de la nacelle, en particulier la zone de bord de fuite du mât réacteur, zone qui devrait être la plus fine possible pour conférer à la nacelle de bonnes propriétés aérodynamiques.

15 Un troisième inconvénient de ce dispositif d'extinction de feu de l'art antérieur est que le gaz Halon aujourd'hui utilisé en tant que gaz extincteur chimique est un gaz d'extinction à très haut effet de serre qui se trouve aujourd'hui incompatible avec la norme de l'Union Européenne en vigueur « REACH » (acronyme anglais de « Registration, Evaluation and Authorisation of Chemicals »).

20 La présente invention vise à pallier les inconvénients précités de l'art antérieur, en proposant un dispositif d'extinction de feu de masse réduite par rapport aux dispositifs d'extinction de l'art antérieur, qui satisfait les réglementations en vigueur en matière écologique et qui permet d'améliorer le profil aérodynamique de la nacelle lorsque le dispositif d'extinction de feu est installé dans la nacelle.

25 Pour ce faire, la présente invention concerne une nacelle pour turboréacteur d'aéronef, comprenant :

- une section amont formant une entrée d'air,
- une section médiane, en aval de ladite section amont, comprenant :

- 30 • un capot de soufflante, destiné à entourer un carter de soufflante d'un turboréacteur,
- un espace annulaire médian, délimité par une paroi interne dudit capot de soufflante et par une paroi externe dudit carter de soufflante lorsque ladite nacelle
- 35 supporte ledit turboréacteur,

ledit espace annulaire médian définissant une zone de feu médiane de la nacelle,

- une section aval, en aval de ladite section médiane, comprenant une structure interne fixe destinée à entourer un compartiment central dudit turboréacteur, ledit compartiment central étant positionné en aval d'une chambre de combustion dudit turboréacteur et formant un espace annulaire aval délimité par une paroi interne de ladite structure interne fixe et par une paroi externe dudit turboréacteur lorsque ladite nacelle supporte ledit turboréacteur, ledit compartiment central définissant une zone de feu aval de la nacelle,

ladite nacelle étant remarquable en ce qu'elle comprend un dispositif d'extinction de feu conçu pour étouffer un feu par constriction lorsqu'un feu se déclenche dans lesdites zones de feu.

Ainsi, en prévoyant d'équiper la nacelle d'un dispositif d'extinction de feu conçu pour étouffer par constriction un feu déclenché dans les zones de feu de la nacelle, il n'est dès lors plus nécessaire d'avoir recours à un gaz extincteur chimique incompatible avec les réglementations en vigueur en matière écologique et environnementale.

Selon des caractéristiques toutes optionnelles de l'invention :

- le dispositif d'extinction de feu comprend :
 - une paroi souple d'extinction, comprenant un tissu souple résistant à la chaleur et au feu et recouvrant au moins partiellement la structure interne fixe de la nacelle lorsque ladite paroi souple d'extinction se trouve dans une position de repos selon laquelle aucun feu n'est déclenché dans la zone de feu aval de la nacelle, et
 - un système générateur de gaz, conçu pour propulser un gaz à l'intérieur de ladite paroi souple d'extinction, ladite paroi souple d'extinction étant en outre conçue pour se déplacer, depuis sa position de repos vers une position dite active, en direction de la zone de feu aval de la nacelle, lorsqu'un gaz est propulsé à l'intérieur de ladite paroi souple d'extinction ;

- 5 Ainsi, en prévoyant une paroi souple d'extinction qui se déplace sous l'effet d'un gaz propulseur vers la zone de feu aval de la nacelle lorsqu'un incendie se déclenche, il n'est plus nécessaire de prévoir un gaz extincteur riche en agents chimiques extincteur comme c'est le cas dans l'art antérieur. Ainsi, la masse du dispositif d'extinction chimique se trouve considérablement réduite par rapport à l'art antérieur ;
- 10 - la paroi souple d'extinction peut être avantageusement réalisée en tissu céramique de type « Nextel » ou en tissu métallique ou en feutre métallique ou en tissu de verre ;
- 15 - la paroi souple d'extinction présente au moins une zone étanche au gaz propulsé par le système générateur de gaz et au moins une zone perméable à un gaz extincteur. En prévoyant une zone poreuse apte à laisser un gaz extincteur s'échapper de la paroi souple, le gaz extincteur traverse la zone poreuse de la paroi souple d'extinction, ce qui permet de compléter l'extinction du feu faite par constriction de la zone de feu, obtenue par déplacement de la paroi souple extinctrice. On parvient de la sorte à atteindre certaines zones de la nacelle qui ne peuvent pas être totalement atteintes par la paroi souple d'extinction ;
- 20 - la paroi souple d'extinction comprend une pluralité de compartiments et le dispositif générateur de gaz est en outre conçu pour déplacer lesdits compartiments indépendamment les uns des autres depuis la position de repos vers la position active de ladite paroi souple, en direction de la zone de feu aval de la nacelle, lorsqu'un gaz est propulsé à l'intérieur de ladite paroi souple d'extinction ;
- 25 - le dispositif générateur de gaz est en outre conçu pour déplacer:
- 30 • un premier compartiment de la paroi souple d'extinction, positionné au niveau d'une entrée d'air de ventilation de la zone de feu aval de la nacelle, puis
- 35 • un deuxième compartiment de ladite paroi souple, positionné au niveau d'une portion centrale de ladite zone de feu aval, puis

- un troisième compartiment de ladite paroi souple, positionné au niveau d'une sortie d'air de ladite zone de feu aval.
- le gaz est propulsé à une pression relative comprise entre environ 0,1 bar et environ 0,3 bar. En prévoyant de gonfler la paroi souple à une telle basse pression, le temps de déploiement de la totalité de la paroi souple d'extinction est voisin d'une seconde, ce qui permet d'éviter une déflagration qui pourrait survenir en cas de gonflage à une pression plus élevée, comme ce serait le cas en utilisant une plage de valeurs de pression de l'ordre de celle utilisée dans le domaine automobile afin de déclencher un airbag ;
- la paroi interne de la structure interne fixe de la nacelle comprend :
 - une première paroi dite froide ;
 - une deuxième paroi dite chaude, destinée à venir au contact du compartiment central du turboréacteur, constituée par la paroi souple d'extinction, et
 - un élément isolant pris entre les première et deuxième parois, solidaire de ladite première paroi,
 - un organe de retenue, conçu pour maintenir la paroi souple d'extinction en contact avec l'élément isolant lorsque la paroi souple d'extinction se trouve dans sa position de repos ;
- l'organe de retenue comprend au moins une portion fusible, conçue pour se rompre lorsqu'un gaz est propulsé à l'intérieur de ladite paroi souple d'extinction ;
- la paroi souple d'extinction est non élastique et en ce que l'organe de retenue est élastique et est conçu pour ramener la paroi souple d'extinction depuis sa position active vers sa position de repos ;
- la paroi souple est pliée, selon un procédé de pliage pli sur pli, lorsque la paroi souple est dans sa position de repos ;
- alternativement, la paroi interne de la structure interne fixe de la nacelle est recouverte au moins partiellement par une peinture intumescente conçue pour s'épaissir lorsque la

température de la zone de feu aval excède une valeur prédéterminée ;

- 5 - la structure interne fixe comprend deux demi-capots annulaires séparés par une paroi interne d'une bifurcation inférieure de la nacelle, et la paroi interne de ladite bifurcation est recouverte au moins partiellement par une peinture intumescente conçue pour s'épaissir lorsque la température de la zone de feu aval excède une valeur prédéterminée ;
- 10 - selon une caractéristique commune aux modes de réalisation de l'invention, la paroi interne du capot de soufflante est recouverte au moins partiellement par une peinture intumescente conçue pour s'épaissir lorsque la température de la zone de feu médiane excède une valeur prédéterminée.

15 La présente invention concerne aussi un ensemble propulsif pour aéronef comprenant un turboréacteur supporté par une nacelle selon l'invention.

D'autres caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description détaillée qui suit pour la compréhension de laquelle on se reportera aux dessins annexés dans lesquels :

- 20 - la figure 1 illustre un ensemble propulsif de l'art antérieur en vue isométrique ;
- la figure 2 est une vue en coupe longitudinale d'un ensemble propulsif de l'art antérieur ;
- la figure 3 est une vue schématique de face de l'ensemble propulsif
- 25 selon un premier mode de réalisation de l'invention, le dispositif d'extinction étant en position de repos ;
- la figure 4 représente une portion de la structure interne fixe obtenue selon le premier mode de réalisation de l'invention, dans une position de repos du dispositif d'extinction de feu ;
- 30 - la figure 5 est une vue similaire à celle de la figure 4, la nacelle étant illustrée dans une position active ;
- la figure 6 est une vue similaire à celle de la figure 3, le dispositif d'extinction se trouvant en position active ;
- la figure 7 est une vue schématique de face de l'ensemble propulsif
- 35 selon un deuxième mode de réalisation de l'invention, le dispositif d'extinction étant en position de repos ;

- la figure 8 est une vue similaire à celle de la figure 7, le dispositif d'extinction se trouvant en position active ;
- la figure 9 est une vue schématique de face de l'ensemble propulsif centrée sur une zone de feu médiane de la nacelle, le dispositif d'extinction étant en position de repos ;
- la figure 10 est une vue similaire à celle de la figure 9, le dispositif d'extinction se trouvant en position active.

Dans la description et les revendications, les expressions « interne » et « externe » sont utilisées à titre non limitatif en référence à l'éloignement radial par rapport à l'axe longitudinal de la nacelle, l'expression « interne » définissant une zone radialement plus proche de l'axe longitudinal de la nacelle, par opposition à l'expression « externe ».

A noter par ailleurs que dans la description et dans les revendications, les termes « amont » et « aval » doivent s'entendre par rapport à la circulation du flux d'air à l'intérieur de l'ensemble propulsif formé par la nacelle et le turboréacteur, c'est-à-dire de la gauche vers la droite en référence à la figure 2 de l'art antérieur.

En outre, sur l'ensemble des figures, des références identiques ou analogues représentent des organes ou ensembles d'organes identiques ou analogues.

On se réfère aux figures 3 à 6 illustrant un ensemble propulsif obtenu selon un premier mode de réalisation selon lequel la zone de feu de la nacelle est le compartiment central du turboréacteur.

On se réfère à la figure 3, illustrant un ensemble propulsif vu de face, dans une position dite de repos, selon laquelle aucun incendie ne s'est encore déclenché.

La nacelle 41 est conforme à celle décrite à la figure 2, c'est-à-dire que la nacelle comprend une section amont formant une entrée d'air, une section médiane, en aval de la section amont, et une section aval, en aval de ladite section médiane.

La section aval comprend la structure interne fixe destinée à entourer le compartiment central 21 du turboréacteur 5. Le compartiment central 21 du turboréacteur 5 forme un espace annulaire aval délimité par la paroi interne 23 de la structure interne fixe 25 et par la paroi externe 27 du turboréacteur. Le compartiment central définit ainsi une zone de feu aval 29 de la nacelle, zone dans laquelle un incendie est susceptible de se déclencher.

Selon un premier mode de réalisation de l'invention, la nacelle comporte un dispositif d'extinction de feu fonctionnant à la manière d'un airbag qui se déploie lorsqu'un feu se déclenche dans la zone de feu aval 29 de la nacelle.

En se déployant à la manière d'un airbag, le dispositif d'extinction de feu étouffe le feu par constriction, c'est-à-dire en chassant l'oxygène présent dans la zone de feu aval de la nacelle.

Pour ce faire, le dispositif d'extinction de feu selon le premier mode de réalisation de l'invention comporte une paroi souple d'extinction 43 et un dispositif générateur de gaz 45 (visible à la figure 4) conçu pour propulser un gaz à l'intérieur de la paroi souple d'extinction 43 et dont le fonctionnement détaillé est décrit ci-après.

On se réfère à la figure 4 sur laquelle on a représenté une portion de la paroi interne 23 de la structure interne fixe 25 équipée du dispositif d'extinction de feu selon l'invention, en position de repos, c'est-à-dire lorsqu'aucun feu n'est déclenché dans la zone de feu aval.

La paroi interne 23 est équipée d'une protection thermique 47 fixée sur la paroi interne 23, du côté du compartiment central 21 ou compartiment « core » du turboréacteur.

La protection thermique 47 comprend un élément isolant 49 ou matelas thermique, pouvant être constitué de fibres de silice, de céramique ou d'un matériau microporeux, pris entre une première paroi 51 dite froide en raison de son éloignement relativement au compartiment central 21 ou compartiment « core » du turboréacteur et solidaire de celle-ci, et entre une deuxième paroi 53 dite chaude destinée à venir au contact du compartiment central 21 du turboréacteur.

La protection thermique 47 est typiquement fixée à la paroi interne 23 de la structure interne fixe 25 à l'aide de systèmes de fixation non représentés tels que des rivets qui coopèrent ponctuellement avec la paroi interne 23 sur toute la surface de la protection.

Selon la structure de ses constituants, la protection thermique peut comporter en outre une pluralité d'organes de retenue 55, maintenant la deuxième paroi 53 en contact avec l'élément isolant lorsque le dispositif d'extinction de feu est au repos, c'est-à-dire lorsqu'aucun feu n'est déclenché dans la zone de feu aval.

Selon l'invention, la deuxième paroi 53, dite chaude, est constituée par la paroi souple d'extinction 43.

La paroi souple d'extinction se présente sous la forme d'un tissu souple résistant à la chaleur et au feu. Ce tissu peut être de type « Nextel » obtenu par tissage de fibres céramiques. En variante, la paroi souple d'extinction peut être

réalisée en tissu métallique, en feutre métallique ou encore en tissu de verre. Le tissu peut avantageusement être traité de manière à être étanche ou hydrofuge et oléofuge afin d'éviter toute accumulation de fluide par l'isolant thermique.

Le tissu est avantageusement souple. Il peut être élastique, de sorte qu'il
5 a la capacité de reprendre sa position initiale après qu'il ait été étendu. Le tissu peut alternativement être un tissu non élastique comme on va le voir dans la suite de la description.

Lorsqu'aucun feu n'est déclenché dans la zone de feu aval de la nacelle, la paroi souple d'extinction 43 se trouve dans une position de repos et recouvre la
10 structure interne fixe de la nacelle au moins en partie.

Par ailleurs, le dispositif générateur de gaz 45 est disposé dans l'ensemble propulsif de façon à propulser un gaz à l'intérieur de la paroi souple d'extinction 43 lorsqu'un feu se déclenche. Ce dispositif peut être commandé de manière analogue à l'extinction actuelle, c'est-à-dire par le pilote.

15 On se réfère à la figure 5 sur laquelle on a représenté la paroi interne 23 de la figure 4 dans une configuration où un feu s'est déclenché dans la zone de feu aval de la nacelle correspondant au compartiment central 21 du turboréacteur.

Lorsqu'un feu se déclenche dans la zone de feu aval de la nacelle, le dispositif générateur de gaz 45 propulse le gaz 57 qu'il contient.

20 Sous l'effet de la pression engendrée par la propulsion du gaz 57 du dispositif générateur de gaz 45, la paroi souple d'extinction 43 se déplace en direction de la zone de feu aval. La paroi souple d'extinction 43 passe ainsi de sa position de repos vers une position dite active.

Afin d'autoriser le déplacement de la paroi souple d'extinction 43, les
25 organes de retenue 55 présentent chacun une portion fusible 59. Cette portion fusible est conçue pour se rompre lorsqu'une force de traction est appliquée sur l'organe de retenue, cette force de traction étant obtenue dans le cadre de l'invention lorsque le gaz 57 est propulsé à l'intérieur de la paroi souple d'extinction 43 lorsqu'un feu se déclenche dans la zone de feu aval de la nacelle.

30 Des moyens de retenue complémentaires (non représentés) sont prévus afin de retenir certaines portions de la paroi souple d'extinction, ceci afin d'éviter son déplacement total vers la zone de feu aval de la nacelle.

On se réfère à présent à la figure 6 sur laquelle on a représenté l'ensemble propulsif 40 de la figure 3, après qu'un incendie se soit déclenché dans la
35 zone de feu aval 29 de la nacelle définie par le compartiment central 21 du turboréacteur ou compartiment « core ».

La paroi souple d'extinction 43 a été déplacée vers la zone de feu 29 aval de la nacelle sous l'effet de la pression engendrée par le gaz 57 propulsé par le dispositif générateur de gaz à l'intérieur de la paroi souple d'extinction.

La paroi souple 43 épouse sensiblement la forme de la paroi externe 27 du turboréacteur lorsqu'elle se trouve dans sa position active lorsqu'un feu est déclenché dans la zone de feu aval de la nacelle correspondant au compartiment central du turboréacteur. La paroi souple d'extinction entoure dans sa position active la paroi externe 27 du turboréacteur, y compris les équipements moteur 61.

Afin de permettre un étouffement du feu qui s'est déclenché dans la zone de feu aval de la nacelle, il est envisagé de déplacer la paroi souple d'extinction 43 vers la zone de feu aval 29 en deux temps. Pour ce faire la paroi 43 peut comporter plusieurs compartiment distincts.

Dans un premier temps, il est envisagé que la paroi souple d'extinction se déplace de façon à venir d'obstruer l'entrée d'air de la zone de feu aval 29, correspondant à une portion amont de la zone de feu aval 29 de la nacelle.

Dans un deuxième temps, il est envisagé que la paroi souple d'extinction 43 continue son déplacement dans la zone de feu aval 29 de la nacelle, jusqu'à venir obstruer la sortie d'air de la zone de feu aval 29, correspondant à une portion aval de la zone de feu aval 29 de la nacelle.

En prévoyant un tel déploiement en deux temps de la paroi souple 43, le feu déclenché dans la zone de feu aval 29 s'éteint en raison du manque d'oxygène obtenu par constriction de l'entrée et de la sortie d'air de la zone de feu aval de la nacelle.

Afin de permettre un tel déplacement en deux temps de la paroi souple d'extinction 43 et une telle obstruction séquencée de la zone de feu aval 29 de la nacelle, le dispositif générateur de gaz comporte une pluralité de chambres (non représentées). Chaque chambre contient au moins une pastille solide qui, une fois activée, produit chimiquement le gaz propulseur 57. Les chambres sont réparties dans la nacelle à proximité de l'entrée d'air de la zone de feu aval et à proximité de la sortie d'air de ladite zone de feu en position de repos du dispositif d'extinction. Le gaz propulseur peut aussi être stocké dans les pastilles à l'état liquide ou dans des bouteilles préssurisées.

Les générateurs de gaz peuvent avantageusement être répartis dans la nacelle et dans les compartiments de la paroi souple d'extinction 43 de façon à ce que la paroi souple 43 vienne obstruer, lorsque l'extinction est commandée, d'abord un premier compartiment de la paroi souple d'extinction 43 positionné au niveau d'une

entrée d'air de ventilation de la zone de feu aval de la nacelle, correspondant à un portion amont de la zone aval, puis un deuxième compartiment de la paroi souple d'extinction 43 positionné au niveau d'une portion centrale de la zone de feu aval, puis un troisième compartiment de la paroi souple d'extinction 43 positionné au
5 niveau d'une sortie d'air de la zone de feu aval de la nacelle, correspondant à une portion aval de la zone de feu aval de la nacelle.

Par ailleurs, le cloisonnement en compartiments de la paroi souple d'extinction 43 permet également, en cas d'endommagement de la structure interne fixe (par perforation par exemple), de préserver le gonflement de la paroi souple
10 d'extinction dans le compartiment voisin à celui endommagé. En cas de perforation de la structure interne fixe de la nacelle, le fluide d'extinction fuit au niveau des parois endommagées. Cependant, le fait de prévoir de compartimenter la paroi souple d'extinction permet d'assurer une extinction même en cas de dégradation de la structure interne fixe.

15 Le tissu de la paroi souple peut être élastique, de sorte que le déplacement de la paroi souple vers la zone de feu aval de la nacelle est obtenu par extension du tissu depuis la position de repos de la paroi souple vers sa position active. Etant élastique, la paroi souple a la capacité de reprendre sa position initiale après qu'elle ait été étendue, par exemple par propulsion du gaz issu du dispositif
20 générateur de gaz.

En alternative, le tissu de la paroi souple peut être non élastique. Lorsqu'elle se trouve en position de repos, c'est-à-dire lorsqu'aucun feu n'est déclenché, la paroi souple est ainsi repliée sur elle-même, selon un procédé de pliage dit pli sur pli, procédé de pliage connu de l'homme du métier et qui s'apparente au
25 pliage d'une voile ou d'un parachute.

Lorsque la paroi souple n'est pas élastique, les organes de retenue 55 de la paroi souple d'extinction 43 peuvent être élastiques. Ils sont conçus pour ramener la paroi souple d'extinction 43 depuis sa position active vers sa position de repos. Le passage de la position active vers la position de repos est obtenu par dépressurisation
30 de la paroi souple d'extinction. Cette dépressurisation peut être effectuée au sol ou commandée en vol, par exemple par un clapet de mise à l'air libre commandé à distance au niveau du ou des générateurs de gaz.

Par ailleurs, d'autres organes de rétention 55 de taille plus longue peuvent être prévus afin de n'agir que lorsque le dispositif est pressurisé, à la manière
35 d'un couteau de matelas, ceci afin de minimiser les effets de la pressurisation du matelas sur les structures environnantes. La paroi souple peut également être dimensionnée

en ce sens pour affleurer juste en reprenant une grande partie des efforts de pression au lieu de comprimer les structures environnantes.

Lorsqu'un gaz provenant du dispositif générateur de gaz est propulsé à l'intérieur de la paroi souple d'extinction non élastique, cette dernière se déplie et se déploie, depuis sa position de repos vers sa position active, vers la zone de feu aval de la nacelle.

Le gaz retenu dans le cadre de la présente invention pour entraîner le déplacement (par extension ou par dépliage) de la paroi souple d'extinction est un gaz non toxique pour l'environnement et compatible avec la norme de l'Union Européenne en vigueur « REACH ».

A titre d'exemple, ce gaz peut être de l'azote. En prévoyant d'utiliser un gaz tel que de l'azote, la masse et le volume afférents au dispositif d'extinction de feu sont considérablement réduits par rapport aux standards de l'art antérieur, du fait que le gaz stocké dans le dispositif d'extinction, qui est un gaz propulseur et non extincteur, ne comprend aucun agent extincteur et présente moins d'ingrédients que dans l'art antérieur.

Il est envisagé que la paroi souple d'extinction comporte une ou plusieurs zones étanches au gaz propulseur.

En variante, la paroi souple d'extinction comporte une ou plusieurs zones perméables à un gaz extincteur. A cet effet, certaines pastilles du dispositif d'extinction de feu peuvent être remplies d'un gaz extincteur non toxique pour l'environnement, ce qui permet d'éteindre le feu au moyen d'un gaz d'extinction, en complément de l'extinction par étouffement du feu discuté -précédemment. Lorsque le gaz propulsif est inerte, celui-ci peut également jouer un rôle d'étouffement complémentaire. Ce sera le cas avec de l'azote par exemple.

Le gaz propulseur produit par les générateurs de gaz du dispositif d'extinction est par ailleurs avantageusement propulsé à l'intérieur de la paroi souple d'extinction à une pression de 0,1 bar environ.

En prévoyant de gonfler la paroi souple à une telle basse pression, le temps de déploiement de la totalité de la paroi souple d'extinction est voisin d'une seconde, ce qui permet d'éviter une déflagration qui pourrait survenir en cas de gonflage à une pression plus élevée, comme ce serait le cas en utilisant une plage de valeurs de pression de l'ordre de celle utilisée dans le domaine automobile afin de déclencher un airbag.

Dans le cadre de la présente invention, il a par ailleurs été constaté que le gonflage est satisfaisant jusqu'à une pression de l'ordre de 0.3 bar. Des pressions plus

élevées peuvent être envisagées pour des parois cloisonnées. En revanche le temps de gonflage doit éviter tout phénomène instationnaire violent potentiellement pénalisant pour la structure environnante.

Selon un deuxième mode de réalisation de l'invention représenté aux figures 7 et 8 illustrant un ensemble propulsif 62 vu de face, la paroi interne 63 de la structure interne fixe 65 de la nacelle 66 est recouverte d'une peinture intumescente 67 venant sous la protection thermique 69 et venant du côté du compartiment central 21 ou compartiment « core » du turboréacteur.

La protection thermique 69 comprend un élément isolant ou matelas thermique, pouvant être constitué de fibres de silice, de céramique ou d'un matériau microporeux, pris entre une première paroi dite froide en raison de son éloignement relativement au compartiment central 21 ou compartiment « core » du turboréacteur et solidaire de celle-ci, et entre une deuxième paroi dite chaude destinée à venir au contact du compartiment central 21 du turboréacteur.

La première paroi froide et la deuxième paroi chaude peuvent être par exemple réalisées en acier inox.

Comme représenté à la figure 8, la peinture intumescente 67 s'épaissit lorsque la température dans la zone de feu aval 29 dépasse une valeur prédéterminée.

Ainsi, en cas de déclenchement d'un incendie dans la zone de feu aval, la peinture intumescente recouvrant la paroi interne de la structure interne fixe de la nacelle s'épaissit, jusqu'à étouffer le feu par constriction qui s'est déclenché.

Par ailleurs, afin de renforcer la capacité du dispositif d'extinction de feu selon ce deuxième mode de réalisation, il est envisagé de recouvrir la paroi interne 71 d'une bifurcation 73 inférieure de la nacelle par de la peinture intumescente lorsque la structure interne fixe comporte deux demi-capots annulaires 68, 70.

Selon une caractéristique applicable aux deux modes de réalisation de la nacelle qui précèdent et représentée aux figures 9 et 10 illustrant un ensemble propulsif 75 vu de face, la paroi interne 33 du capot de soufflante 35 est recouverte au moins partiellement par une peinture intumescente 77 venant du côté de la zone de feu médiane 31 définie par un espace annulaire médian délimité par la paroi interne 33 du capot de soufflante 35 et par une paroi externe 37 du carter de soufflante 39 du turboréacteur.

Comme représenté à la figure 10, la peinture intumescente 77 s'épaissit lorsque la température dans la zone de feu médiane 31 dépasse une valeur prédéterminée.

Ainsi, en cas de déclenchement d'un incendie dans la zone de feu médiane, la peinture intumescente recouvrant la paroi interne du capot de soufflante s'épaissit, jusqu'à étouffer le feu par constriction qui s'est déclenché. Il est aussi possible de revêtir le carter de soufflante de cette peinture intumescente. Dans ce cas

5 le gonflement s'effectuera du moteur vers le capot de soufflante. Cette variante est particulièrement bien adaptée à la partie basse du capot de soufflante et où la peinture intumescente peut être étalée en face d'une sortie de ventilation pour l'obstruer en priorité lors d'un incendie.

Ce mode de réalisation par peinture intumescente est tout

10 particulièrement adapté au capot de soufflante où l'épaisseur du compartiment est souvent assez faible et où la peinture peut être utilisée seule.

Comme il va de soi, la présente invention ne se limite pas aux seules formes de réalisation de cette nacelle et de cet ensemble propulsif, décrites ci-dessus uniquement à titre d'exemples illustratifs, mais elle embrasse au contraire toutes les

15 variantes faisant intervenir les équivalents techniques des moyens décrits ainsi que leurs combinaisons si celles-ci entrent dans le cadre de l'invention.

REVENDEICATIONS

1. Nacelle (41, 66) pour turboréacteur d'aéronef, comprenant :

- une section amont formant une entrée d'air,
- 5 - une section médiane, en aval de ladite section amont, comprenant :
 - un capot de soufflante (35), destiné à entourer un carter de soufflante (39) d'un turboréacteur,
 - 10 • un espace annulaire médian, délimité par une paroi interne (33) dudit capot de soufflante (35) et par une paroi externe (37) dudit carter de soufflante (39) lorsque ladite nacelle supporte (41, 66) ledit turboréacteur, ledit espace annulaire médian définissant une zone de feu médiane (31) de la nacelle,
 - 15 - une section aval, en aval de ladite section médiane, comprenant une structure interne fixe (25) destinée à entourer un compartiment central (21) dudit turboréacteur, ledit compartiment central étant positionné en aval d'une chambre de combustion dudit turboréacteur et formant un espace annulaire aval délimité par une paroi interne (23) de ladite structure interne fixe (25) et par une paroi externe (27) dudit turboréacteur lorsque ladite nacelle supporte ledit turboréacteur,
 - 20 ledit compartiment central définissant une zone de feu aval (29) de la nacelle,
 - 25 de la nacelle,

ladite nacelle étant caractérisée en ce qu'elle comprend un dispositif d'extinction de feu conçu pour étouffer un feu par constriction lorsqu'un feu se déclenche dans lesdites zones (29, 31) de feu.

30 2. Nacelle (41) selon la revendication 1, caractérisée en ce que le dispositif d'extinction de feu comprend :

- une paroi souple d'extinction (43), comprenant un tissu souple résistant à la chaleur et au feu et recouvrant au moins partiellement la structure interne fixe (25) de la nacelle lorsque
- 35 ladite paroi souple d'extinction (43) se trouve dans une position

de repos selon laquelle aucun feu n'est déclenché dans la zone de feu aval de la nacelle (29), et

- un dispositif générateur de gaz (45), conçu pour propulser un gaz (57) à l'intérieur de ladite paroi souple d'extinction (43), ladite paroi souple d'extinction (43) étant en outre conçue pour se déplacer, depuis sa position de repos vers une position dite active, en direction de la zone de feu aval (29) de la nacelle, lorsqu'un gaz (57) est propulsé à l'intérieur de ladite paroi souple d'extinction (43).

10

3. Nacelle (41) selon la revendication 2, caractérisée en ce que la paroi souple d'extinction (43) est réalisée en tissu céramique de type « Nextel » ou en tissu métallique ou en feutre métallique ou en tissu de verre.

15

4. Nacelle (41) selon l'une des revendications 2 ou 3, caractérisée en ce que la paroi souple d'extinction (43) présente au moins une zone étanche au gaz (57) propulsé par le système générateur de gaz et au moins une zone perméable à un gaz extincteur.

20

5. Nacelle (41) selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisée en ce que la paroi souple d'extinction (43) comprend une pluralité de compartiments et en ce que le dispositif générateur de gaz (45) est en outre conçu pour déplacer lesdits compartiments indépendamment les uns des autres depuis la position de repos vers la position active de ladite paroi souple, en direction de la zone de feu aval (29) de la nacelle, lorsqu'un gaz (57) est propulsé à l'intérieur de ladite paroi souple d'extinction (43).

25

6. Nacelle (41) selon la revendication 5, caractérisée en ce que le dispositif générateur de gaz (45) est en outre conçu pour déplacer:

30

- un premier compartiment de la paroi souple d'extinction (43), positionné au niveau d'une entrée d'air de ventilation de la zone de feu aval de la nacelle, puis
- un deuxième compartiment de ladite paroi souple, positionné au niveau d'une portion centrale de ladite zone de feu aval, puis
- un troisième compartiment de ladite paroi souple, positionné au niveau d'une sortie d'air de ladite zone de feu aval.

35

7. Nacelle selon (41) l'une quelconque des revendications 2 à 6, caractérisée en ce que le gaz (57) est propulsé à une pression relative comprise entre environ 0,1 bar et environ 0,3 bar.

5 8. Nacelle (41) selon l'une quelconque des revendications 2 à 7, caractérisée en ce que la paroi interne de la structure interne fixe de la nacelle comprend :

- une première paroi (51) dite froide ;
- une deuxième paroi (53) dite chaude, destinée à venir au
10 contact du compartiment central (21) du turboréacteur, constituée par la paroi souple d'extinction (43), et
- un élément isolant (49) pris entre les première et deuxième parois, solidaire de ladite première paroi (51),
- un organe de retenue (55), conçu pour maintenir la paroi souple
15 d'extinction (43) en contact avec l'élément isolant (49) lorsque la paroi souple d'extinction (43) se trouve dans sa position de repos.

9. Nacelle (41) selon la revendication 8, caractérisée en ce que l'organe
20 de retenue (55) comprend au moins une portion fusible (59), conçue pour se rompre lorsqu'un gaz (57) est propulsé à l'intérieur de ladite paroi souple d'extinction (43).

10. Nacelle (41) selon la revendication 8, caractérisée en ce que la paroi
souple d'extinction (43) est non élastique et en ce que l'organe de retenue (55) est
25 élastique et est conçu pour ramener la paroi souple d'extinction (43) depuis sa position active vers sa position de repos.

11. Nacelle (41) selon l'une quelconque des revendications 2 à 10, caractérisée en ce que la paroi souple d'extinction (43) est pliée, selon un procédé de
30 pliage pli sur pli, lorsque ladite paroi souple (43) est dans sa position de repos.

12. Nacelle (66) selon la revendication 1, caractérisée en ce que la paroi
interne (23) de la structure interne fixe (25) de la nacelle est recouverte au moins
partiellement par une peinture intumescence (67) conçue pour s'épaissir lorsque la
35 température de la zone de feu aval (29) excède une valeur prédéterminée.

13. Nacelle (66) selon la revendication 12, dans laquelle la structure interne fixe (25) comprend deux demi-capots annulaires (68, 70) séparés par une paroi interne (71) d'une bifurcation inférieure (73) de la nacelle, caractérisée en ce que la paroi interne de ladite bifurcation est recouverte au moins partiellement par une peinture intumescente conçue pour s'épaissir lorsque la température de la zone de feu aval (29) excède une valeur prédéterminée.

14. Nacelle (41, 66) selon l'une quelconque des revendications 1 à 13, caractérisée en ce que la paroi interne (33) du capot de soufflante (35) est recouverte au moins partiellement par une peinture intumescente (77) conçue pour s'épaissir lorsque la température de la zone de feu médiane (31) excède une valeur prédéterminée.

15. Ensemble propulsif (40, 62, 75) pour aéronef, caractérisé en ce qu'il comprend un turboréacteur supporté par une nacelle (41, 66) selon l'une quelconque des revendications 1 à 14.

1 / 5

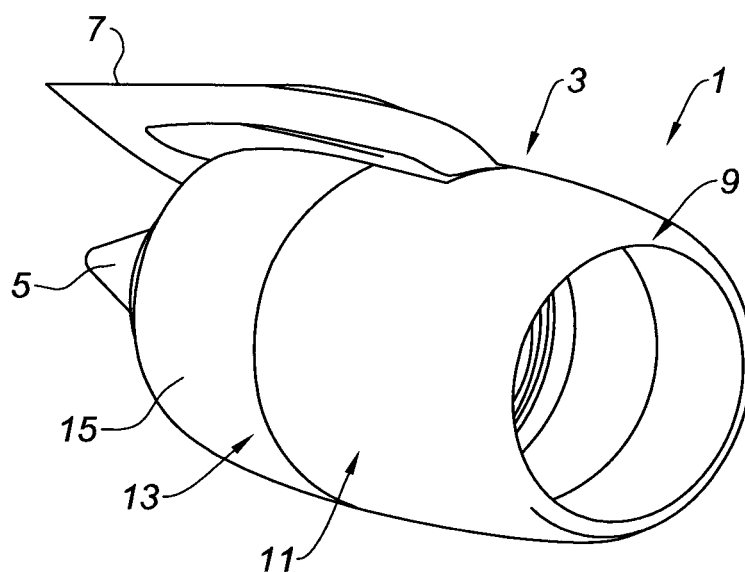


Fig. 1

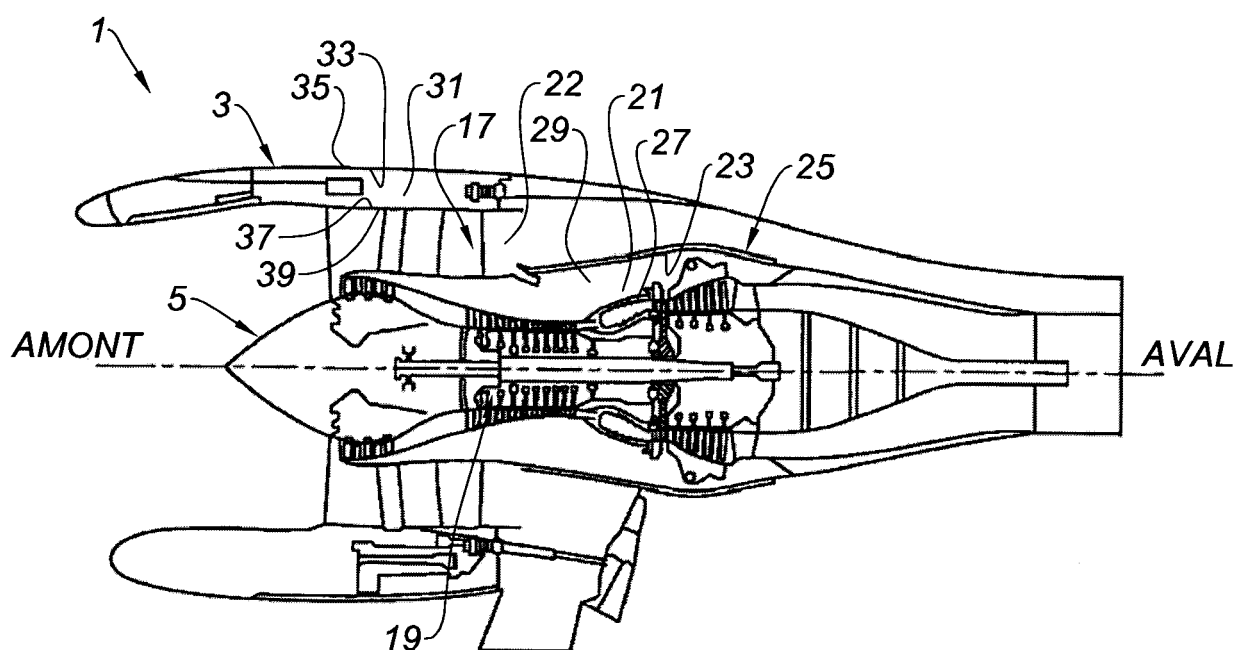


Fig. 2
ART ANTERIEUR

2 / 5

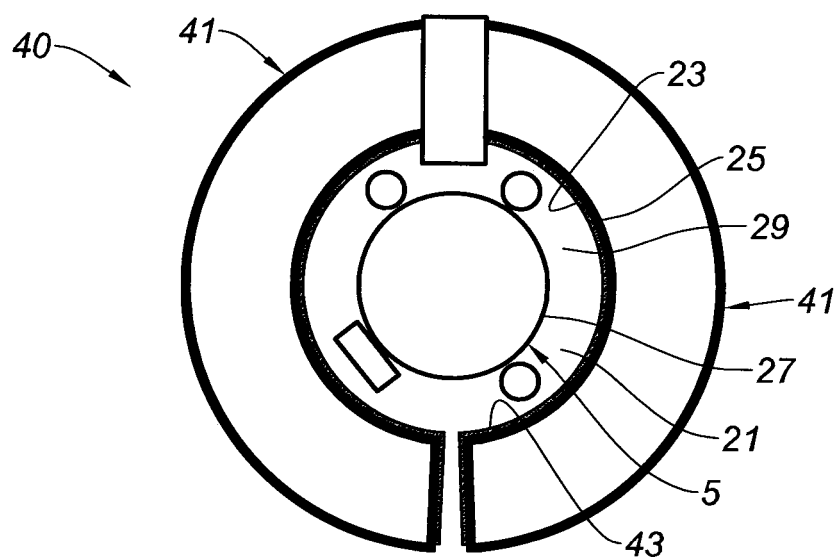


Fig. 3

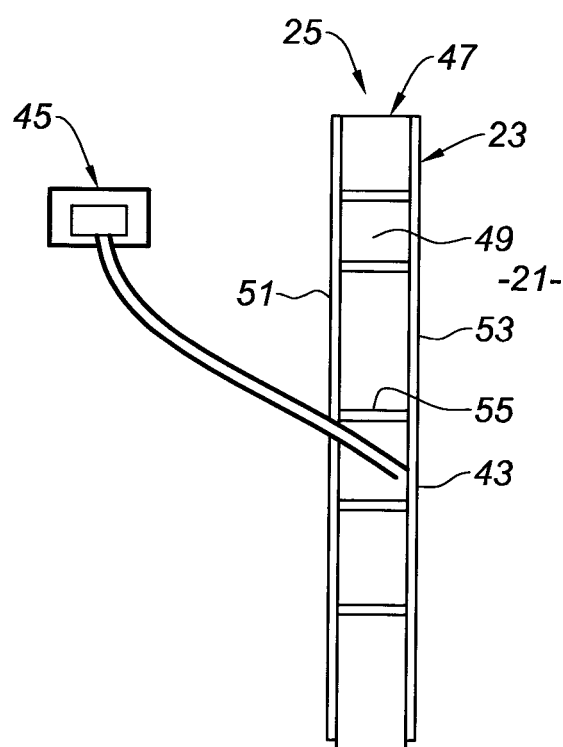


Fig. 4

3 / 5

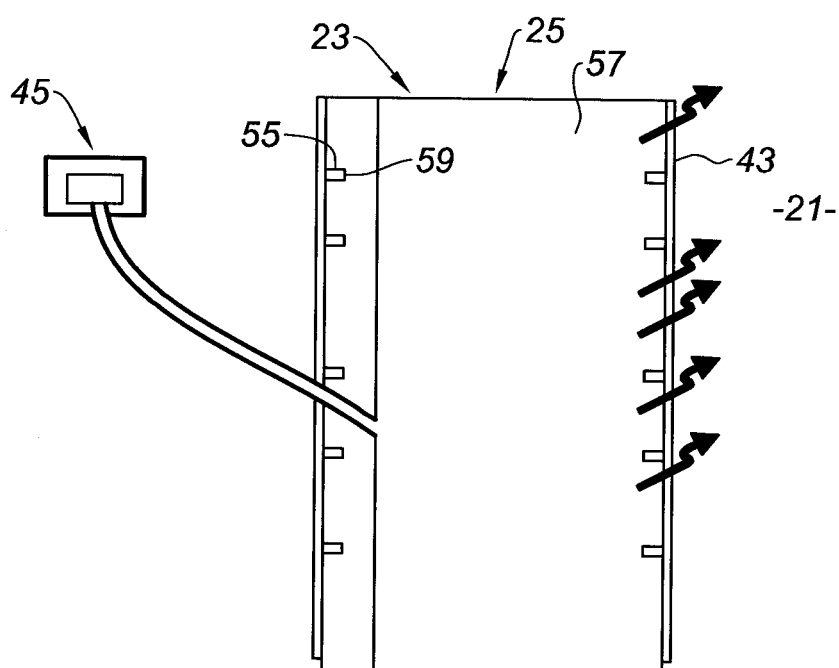


Fig. 5

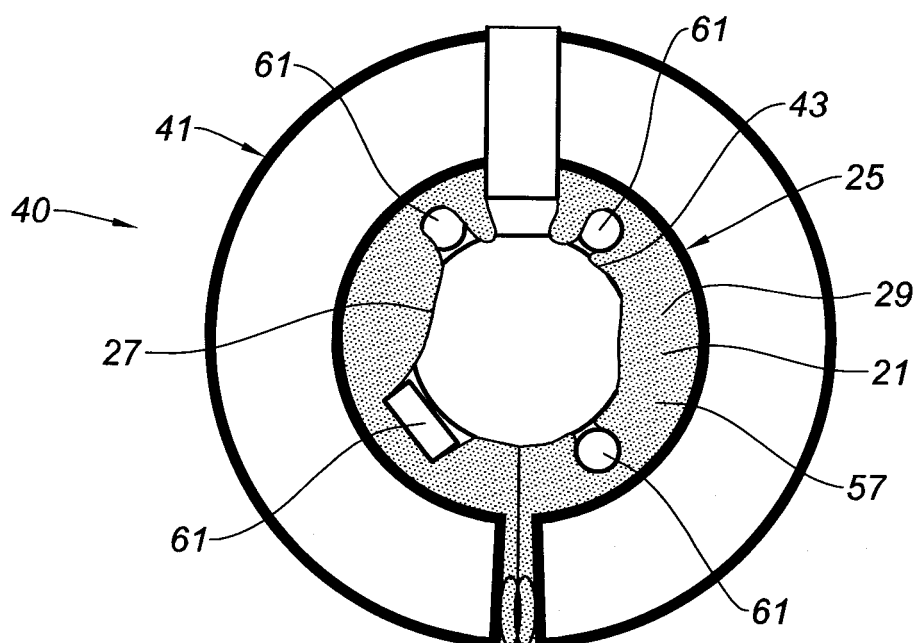


Fig. 6

4 / 5

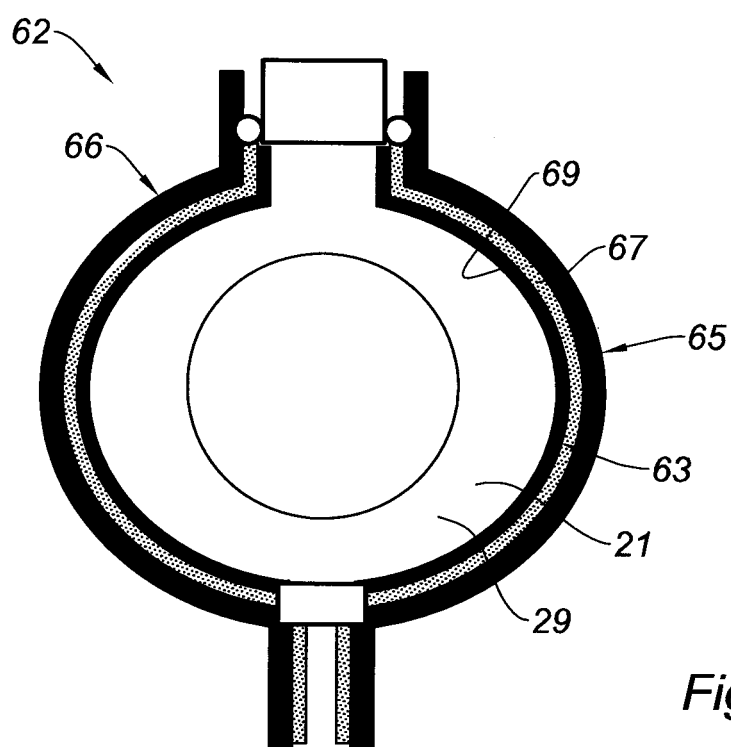


Fig. 7

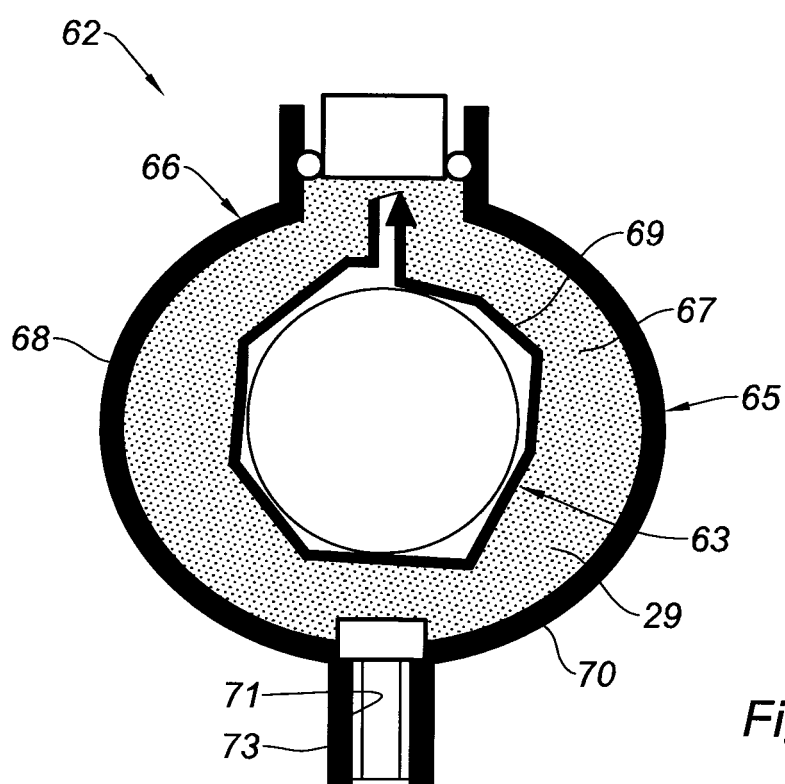
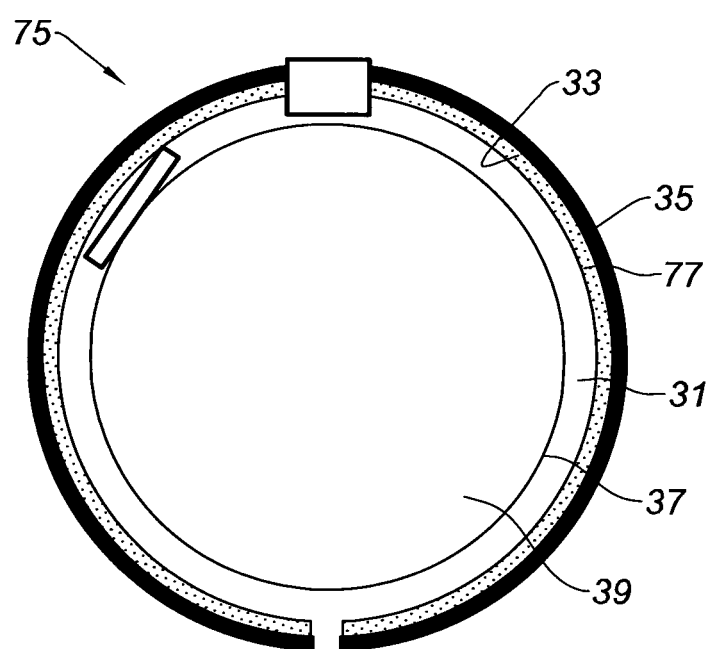
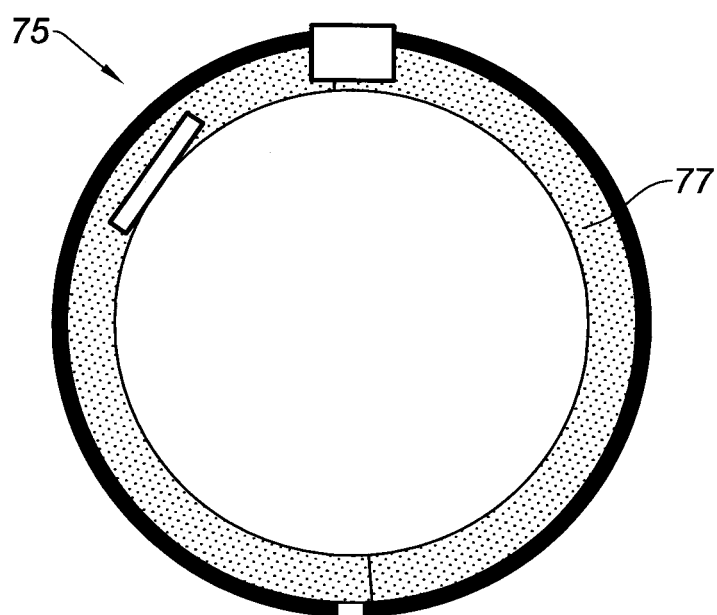


Fig. 8

5 / 5

*Fig. 9**Fig. 10*



RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 834663
FR 1663068

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	US 2 952 125 A (BRUNTON FREDERIC K) 13 septembre 1960 (1960-09-13)	1,12-15	F02C7/12 F01D21/12 B64D29/00
A	* colonne 1, ligne 27 - ligne 41 * * colonne 2, ligne 9 - ligne 46 * * colonne 3, ligne 1 - ligne 32 * * figures *	2,8,11	
A	----- GB 2 120 580 A (ROLLS ROYCE) 7 décembre 1983 (1983-12-07) * page 1, ligne 8 - ligne 16 * * page 1, ligne 63 - ligne 96 * * figures *	1,12-15	
A	----- FR 2 764 672 A1 (CASTAGNER BERNARD [FR]) 18 décembre 1998 (1998-12-18) * page 1, ligne 18 - page 2, ligne 7 * * page 4, ligne 6 - page 5, ligne 2 * * figures 1-3 *	1-3,5	
A	----- BE 1 018 618 A4 (SIEUW NATHALIE [BE]) 3 mai 2011 (2011-05-03) * page 14, ligne 4 - page 15, ligne 9 * * page 15, ligne 29 - page 16, ligne 4 * * page 17, ligne 1 - page 18, ligne 7 * * figures 2-4 *	1,2,5, 8-11	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) F02C B64D A62C F02K
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
18 août 2017		O'Shea, Gearóid	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS		T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant	
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1663068 FA 834663**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **18-08-2017**

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2952125	A	13-09-1960	AUCUN	

GB 2120580	A	07-12-1983	AUCUN	

FR 2764672	A1	18-12-1998	AT 209765 T	15-12-2001
			AU 8114098 A	30-12-1998
			CA 2294827 A1	17-12-1998
			DE 69802684 D1	10-01-2002
			DE 69802684 T2	22-08-2002
			DK 0988489 T3	25-03-2002
			EP 0988489 A1	29-03-2000
			ES 2168770 T3	16-06-2002
			FR 2764672 A1	18-12-1998
			JP 2002506412 A	26-02-2002
			NO 996096 A	01-02-2000
			PT 988489 E	31-05-2002
			WO 9857093 A1	17-12-1998

BE 1018618	A4	03-05-2011	AUCUN	
