

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①1 N° de publication : **3 149 645**

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

②1 N° d'enregistrement national : **23 05865**

⑤1 Int Cl⁸ : **F 02 C 7/264 (2023.01), F 23 R 3/28**

①2 **DEMANDE DE BREVET D'INVENTION**

A1

②2 **Date de dépôt** : 09.06.23.

③0 **Priorité** :

④3 **Date de mise à la disposition du public de la demande** : 13.12.24 Bulletin 24/50.

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

⑥0 **Références à d'autres documents nationaux apparentés** :

Demande(s) d'extension :

⑦1 **Demandeur(s)** : SAFRAN POWER UNITS SASU — FR.

⑦2 **Inventeur(s)** : CHEVALIER Stéphane, ROLLAND Pascal, Pierre, BRODA Jean-Christophe Stanislas Frederic et QUINTON Romain.

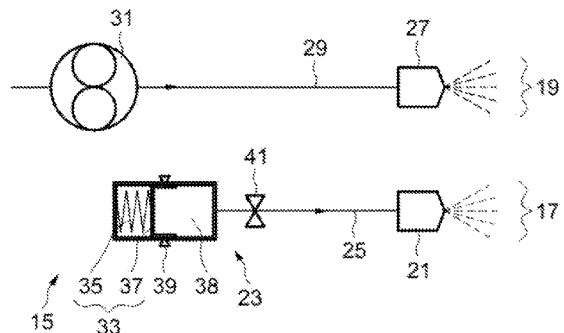
⑦3 **Titulaire(s)** : SAFRAN POWER UNITS SASU.

⑦4 **Mandataire(s)** : Casalonga.

⑤4 **Système d'alimentation d'une chambre de combustion à partir d'une cartouche de carburant.**

⑤7 Ce système d'alimentation (15) en carburant d'une chambre de combustion d'une turbomachine d'aéronef comprend une première rampe (17) d'alimentation en carburant et une seconde rampe (19) d'alimentation en carburant, la première rampe (17) comprenant un injecteur de démarrage (21), une cartouche (23) configurée pour contenir du carburant et une première canalisation (25) configurée pour transporter du carburant de la cartouche (23) à l'injecteur de démarrage (21), la seconde rampe (19) comprenant un injecteur de régime nominal (27), une seconde canalisation (29), et une pompe (31) configurée pour envoyer du carburant depuis un réservoir de carburant vers l'injecteur de régime nominal (27) par l'intermédiaire de la seconde canalisation (29).

Figure pour l'abrégié : Fig. 2



FR 3 149 645 - A1



Description

Titre de l'invention : Système d'alimentation d'une chambre de combustion à partir d'une cartouche de carburant

Domaine technique

- [0001] La présente invention concerne le démarrage à basse et/ou haute altitude de turbomachines d'aéronef, en particulier des turbomachines de relativement petite taille.
- [0002] En particulier, la présente invention concerne les systèmes d'alimentation en carburant d'une chambre de combustion d'une turbomachine d'aéronef, notamment durant une phase de démarrage de la turbomachine, également appelée allumage, ou d'une phase de croisière, également appelée régime nominal.
- [0003] De manière générale, l'invention s'applique à toute chambre de combustion nécessitant un démarrage par injection de carburant.

Techniques antérieures

- [0004] Durant le fonctionnement en rotation d'une turbomachine, la phase de démarrage peut être différenciée du régime nominal de la turbomachine par la vitesse de rotation de la turbine de la turbomachine ainsi que par les débits de carburant injectés dans la chambre de combustion, notamment pour un démarrage en haute altitude, par exemple pour une altitude supérieure à 3000 mètres.
- [0005] Le carburant injecté est par exemple un carburant liquide, tel que le kérosène.
- [0006] Pour la phase de démarrage, notamment en haute altitude, le débit d'injection de carburant est très faible, de l'ordre de 20 à 90 litres par heure alors qu'il est de 200 à 700 litres par heure durant un régime nominal. Ce sont des ordres de grandeur qui varient selon la taille du moteur.
- [0007] On a représenté schématiquement sur la [Fig.1] un système d'alimentation 1 en carburant d'une chambre de combustion selon l'état de la technique.
- [0008] Le système actuel d'alimentation 1 en carburant de la chambre de combustion comprend une première et une seconde rampes 3 et 5 d'alimentation de la chambre de combustion en carburant, les deux rampes 3 et 5 étant alimentées par une même pompe 7 reliée à un réservoir de carburant (non représenté). La première rampe 3 comprend un, ou plusieurs, injecteur de démarrage 9 et est configurée de sorte que dès la mise en route de la pompe 7, l'injecteur de démarrage 9 est alimenté et est configuré pour pulvériser du carburant dans la chambre de combustion. La seconde rampe 5 comprend un, ou plusieurs, injecteur de régime nominal 11 ainsi qu'un obturateur taré 13. L'obturateur taré 13 est configuré pour faire passer du carburant lorsque la pression dudit carburant est supérieure à une pression de tarage prédéterminée. Ainsi, l'injecteur de régime nominal 11 est alimenté lorsque la pression du carburant en sortie de la

pompe 7 est supérieure à la pression de tarage. Au-delà de ladite pression de tarage, les deux rampes 3 et 5 sont donc alimentées.

[0009] Par ailleurs, en vue de leur utilisation respectivement durant une phase de démarrage et un régime nominal, l'injecteur de démarrage 9 est configuré pour alimenter la chambre de combustion avec un faible débit contrairement à l'injecteur de régime nominal 11. C'est de la nécessité d'alimenter séquentiellement les deux rampes 3 et 5 que découle l'utilisation d'un obturateur taré 13 et l'atteinte une pression seuil de tarage pour alimenter la seconde rampe 5.

[0010] Cette solution présente néanmoins des inconvénients, notamment une complexité de mise en œuvre, ainsi que la nécessité de surdimensionner la pompe 7 en termes de puissance et de taille, le carburant devant être à la fois envoyé vers l'injecteur de démarrage 9 et devant avoir une pression supérieure à la pression de tarage.

Exposé de l'invention

[0011] La présente invention a donc pour but de pallier les inconvénients précités et de fournir un système d'alimentation en carburant d'une chambre de combustion plus simple et dont le dimensionnement est optimisé.

[0012] La présente invention a pour objet un système d'alimentation en carburant d'une chambre de combustion d'une turbomachine d'aéronef, comprenant une première rampe d'alimentation en carburant et une seconde rampe d'alimentation en carburant, la première rampe comprenant un injecteur de démarrage, une cartouche configurée pour contenir du carburant et une première canalisation configurée pour transporter du carburant de la cartouche à l'injecteur de démarrage, la seconde rampe comprenant un injecteur de régime nominal, une seconde canalisation, et une pompe configurée pour envoyer du carburant depuis un réservoir de carburant vers l'injecteur de régime nominal par l'intermédiaire de la seconde canalisation.

[0013] De manière générale, la phase de démarrage de combustion dans une chambre de combustion n'est requise qu'une fois, ne dure que quelques secondes et n'utilise qu'une faible quantité de carburant. Il y a donc un intérêt à soulager la pompe de la phase de démarrage, et ainsi à dimensionner la pompe au juste besoin en dissociant les organes assurant l'alimentation des deux rampes.

[0014] Ainsi, le système selon l'invention permet de se passer d'un obturateur taré sur la seconde rampe, simplifie l'architecture du système d'alimentation en permettant un juste dimensionnement de la pompe, permet une diminution de sa masse, et une augmentation de sa fiabilité.

[0015] La contrainte liée à la phase de démarrage est supprimée au niveau de la pompe, l'entretien de la combustion lors de la phase de croisière peut très bien être assurée par une pompe de moindre puissance : le débit sera plus important dans la seconde rampe

mais la pulvérisation étant aidée par la ventilation par un flux d'air dans la chambre de combustion, la pression dans la seconde rampe pourra être plus faible que dans l'état de la technique, et donc entretenue avec une pompe de plus faible dimensionnement.

- [0016] Dans un mode de réalisation la cartouche comprend un moyen d'expulsion configuré pour expulser du carburant contenu dans la cartouche lorsque ledit moyen d'expulsion est déclenché.
- [0017] Avantagement, le moyen d'expulsion comprend un ressort ainsi qu'un piston, et/ou un gaz sous pression.
- [0018] Avantagement, la première rampe comprend un déclencheur configuré pour déclencher le moyen d'expulsion.
- [0019] Dans un mode de réalisation particulier, la première canalisation de la première rampe comprend un obturateur taré.
- [0020] Avantagement, la cartouche a un volume compris entre 5 et 50 centilitres.
- [0021] Avantagement, la pompe est électrique ou à entraînement mécanique.
- [0022] Dans des modes de réalisations particuliers, la cartouche est configurée pour être rechargeable en carburant en cas d'échec de démarrage et/ou la première rampe comprend au moins deux cartouches configurées pour contenir du carburant.
- [0023] La présente invention a également pour objet une turbomachine comprenant une chambre de combustion et comprenant un système tel que défini précédemment.
- [0024] La présente invention a encore pour objet un aéronef comprenant le système ou la turbomachine tels que défini précédemment.
- [0025] La présente invention a aussi pour objet un procédé d'alimentation en carburant d'une chambre de combustion d'une turbomachine d'un aéronef pour le démarrage de la turbomachine, avec un système, une turbomachine ou un aéronef tels que défini précédemment, le procédé comprenant les étapes suivantes :
- [0026] - Pulvérisation d'un carburant contenu dans la cartouche vers la chambre de combustion par l'intermédiaire de l'injecteur de démarrage ; et
- [0027] - Allumage de la pompe et pulvérisation de carburant par l'intermédiaire de l'injecteur de régime nominal, ladite pulvérisation de carburant par l'intermédiaire de l'injecteur de régime nominal étant initiée au cours de l'étape précédente de pulvérisation d'un carburant contenu dans la cartouche.

Brève description des dessins

- [0028] D'autres buts, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description suivante, donnée uniquement à titre d'exemple non limitatif, et faite en référence aux dessins annexés sur lesquels :
- [0029] [Fig.1]
est une représentation schématique d'un système d'alimentation en carburant d'une

chambre de combustion selon l'état de la technique ;

[0030] [Fig.2]

est une représentation schématique d'un système d'alimentation en carburant d'une chambre de combustion selon l'invention ;

[0031] [Fig.3]

est une représentation schématique d'une turbomachine selon l'invention ; et

[0032] [Fig.4]

est une représentation schématique des étapes d'un procédé d'alimentation en carburant d'une chambre de combustion selon l'invention.

[0033]

Exposé détaillé d'au moins un mode de réalisation

[0034] On a représenté schématiquement sur la [Fig.2] un système d'alimentation 15 en carburant d'une chambre de combustion d'une turbomachine (représenté sur la [Fig.3]) d'aéronef.

[0035] Le système d'alimentation 15 comprend une première rampe 17 d'alimentation en carburant et une seconde rampe 19 d'alimentation en carburant distincte de la première rampe 17 et alimentées par des sources de carburant différentes.

[0036] La première rampe 17 comprend un injecteur de démarrage 21, une cartouche 23 configurée pour contenir du carburant et une première canalisation 25 configurée pour transporter du carburant de la cartouche 23 à l'injecteur de démarrage 21. La première rampe comprend optionnellement plusieurs injecteurs de démarrage 21 selon la taille de la chambre de combustion à alimenter ou le type de turbomachine.

[0037] La cartouche 23 a par exemple un volume compris entre 5 et 50 centilitres, de préférence entre 12 et 25 centilitres.

[0038] L'injecteur de démarrage 21 comprend un dispositif de pulvérisation configuré pour pulvériser un carburant dans la chambre de combustion, l'injecteur de démarrage 21 permettant de démarrer la combustion dans la chambre de combustion. Le débit d'injection de l'injecteur de démarrage 21 est faible, par exemple compris entre 20 et 90 litres par heure.

[0039] La présence d'un injecteur de démarrage 21 à faible débit permet d'effectuer un démarrage de combustion en haute altitude, par exemple à une altitude supérieure à 3000 mètres, lors de conditions de pression et de température nécessitant une injection de carburant différente d'une injection dans une phase de croisière. Pour un démarrage de combustion en basse altitude, il n'est ainsi pas nécessaire d'utiliser la première rampe 17 d'alimentation, la seconde rampe 19 suffit dans ces conditions de pression et de température.

[0040] Le carburant est par exemple liquide, tel le kérosène, ou gazeux.

[0041] La seconde rampe 19 comprend un injecteur de régime nominal 27, une seconde ca-

nalisation 29, et une pompe 31 configurée pour envoyer du carburant depuis un réservoir de carburant (représenté sur la [Fig.3]) vers l'injecteur de régime nominal 27 par l'intermédiaire de la seconde canalisation 29. La seconde rampe 19 comprend optionnellement plusieurs injecteurs de régime nominal 27 selon la taille de la chambre de combustion à alimenter ou le type de turbomachine.

- [0042] L'injecteur de régime nominal 27 comprend un dispositif de pulvérisation configuré pour pulvériser un carburant dans la chambre de combustion, l'injecteur de régime nominal 27 permettant de maintenir une combustion dans la chambre de combustion dans un régime nominal, autrement dit lors d'un fonctionnement d'une turbomachine dans une phase de croisière d'un aéronef. Le débit d'injection de l'injecteur de régime nominal 27 est par exemple compris entre 200 et 700 litres par heure, soit environ 10 fois supérieur à celui de l'injecteur de démarrage 21.
- [0043] Afin de faciliter l'expulsion du carburant depuis la cartouche 23 vers l'injecteur de démarrage 21, la cartouche 23 comprend un moyen d'expulsion 33 configuré pour expulser du carburant contenu dans la cartouche 23 lorsque ledit moyen d'expulsion 33 est déclenché.
- [0044] Dans un mode de réalisation, le moyen d'expulsion 33 comprend un ressort 35 ainsi qu'un piston 37 délimitant une chambre 38 dans la cartouche 23 configurée pour contenir du carburant. En variante, le moyen d'expulsion 33 comprend un gaz sous pression avec ou sans piston, le gaz sous pression forçant la cartouche 23 à se vider de carburant.
- [0045] Dans un mode de réalisation, la première rampe 17 comprend en outre un déclencheur 39 configuré pour déclencher le moyen d'expulsion 33 afin de libérer le carburant vers l'injecteur de démarrage 21.
- [0046] Le déclencheur 39 est par exemple un verrou électromagnétique qui, ouvert, déclenche le moyen d'expulsion 33 afin de libérer le carburant vers l'injecteur de démarrage 21.
- [0047] Dans un mode particulier de réalisation, la première canalisation 25 de la première rampe 17 comprend un obturateur taré 41 afin de limiter la libération de carburant à une pression prédéterminée, de sorte que le carburant ne soit pas libéré sans raison.
- [0048] L'obturateur taré 41 peut être positionné en addition du déclencheur 39 afin de garantir que le carburant ne s'échappe pas sans raison de la cartouche 23. L'obturateur taré 41 peut également être positionné en variante du déclencheur 39.
- [0049] Dans un mode de réalisation particulier, la cartouche 23 est configurée pour être rechargeable en carburant en cas d'échec de démarrage ou dans le but d'une réutilisation.
- [0050] Dans un autre mode de réalisation illustré sur la [Fig.3], la première rampe 17 comprend au moins deux cartouches 23 configurées pour contenir du carburant et reliées toutes les deux à l'injecteur de démarrage 21 par l'intermédiaire de la première

canalisation 25. La deuxième cartouche 23 permet un démarrage ultérieur, ou agit en tant que cartouche 23 de secours si la combustion n'a pas démarré après que le carburant de la première cartouche 23 a été injecté.

- [0051] On a représenté schématiquement sur la [Fig.3] une turbomachine 43 d'un aéronef comprenant un système d'alimentation 15 en carburant d'une chambre de combustion 45.
- [0052] La turbomachine comprend une chambre de combustion 45, une tuyère d'échappement 47, une turbine 49, et un compresseur principal 51 alimentant en air la chambre de combustion 45 à partir d'une entrée d'air 53. Le flux d'air entrant dans la chambre de combustion 45 aide à la dispersion du carburant injecté et permet la stabilisation de la combustion.
- [0053] La turbomachine 43 comprend également un boîtier d'accessoires 55 et un arbre central 57 auquel sont reliés le boîtier d'accessoires 55, le compresseur principal 51 et la turbine 49.
- [0054] Le boîtier d'accessoires 55 est également relié à une génératrice 59, autrement dit un alternateur embarqué.
- [0055] Dans un mode de réalisation particulier, la turbomachine 43 est un groupe auxiliaire de puissance d'un aéronef et comprend optionnellement un compresseur de charge 61 permettant de diriger de l'air vers un circuit d'air 63 en direction de la cabine de l'aéronef.
- [0056] Le système d'alimentation 15 représenté est similaire et mode de réalisation représenté sur la [Fig.2]. La première rampe 17 comprend également une deuxième cartouche 23 optionnelle.
- [0057] La turbomachine 43 comprend en outre un réservoir 65 configuré pour contenir du carburant destiné à être envoyé dans la chambre de combustion 45 par la pompe 31. La chambre de combustion 45 comprend par ailleurs un allumeur 67, par exemple une bougie d'allumage afin d'initier la combustion de carburant dans la chambre de combustion 45.
- [0058] Dans un mode de réalisation, la pompe 31 du système d'alimentation 15 est entraînée mécaniquement par le boîtier d'accessoires 55.
- [0059] Dans un autre mode de réalisation, la pompe 31 du système d'alimentation 15 est électrique et alimentée en électricité par la génératrice 59 ou par un stockage d'énergie électrique, typiquement une batterie, pouvant être rechargé par la génératrice 59. Cette solution permet un gain de masse important au niveau de la pompe 31 et de la génératrice 59. La pompe 31 aillant simplement à être dimensionnée pour les besoins de l'injecteur de régime nominal 27, la génératrice 59 peut également être dimensionnée uniquement pour ce besoin.
- [0060] On a représenté schématiquement sur la [Fig.4] les étapes d'un procédé

d'alimentation en carburant d'une chambre de combustion 45 d'une turbomachine 43 d'un aéronef pour le démarrage de la turbomachine 43, avec un système d'alimentation 15 tel que décrit précédemment.

- [0061] Pour la mise en œuvre du procédé d'alimentation en carburant de la chambre de combustion 45, et lorsqu'aucune combustion n'est présente dans la chambre de combustion 45, on effectue en premier lieu une étape 69 de pulvérisation du carburant contenu dans la cartouche 23 vers la chambre de combustion 45 par l'intermédiaire de l'injecteur de démarrage 21. En particulier, l'étape 69 de pulvérisation comprend par exemple une étape 71 d'activation du déclencheur 39 configuré pour déclencher le moyen d'expulsion 33, lui-même permettant d'expulser plus facilement le carburant de la cartouche 23 vers la chambre de combustion 45. Durant cette étape 69, une étape 73 de création d'une flamme avec l'allumeur 67 doit être effectuée si une combustion est souhaitée.
- [0062] Dans un mode particulier de mise en œuvre, le carburant présent dans la cartouche 23 est différent du carburant contenu dans le réservoir 65 de carburant. Un carburant différent dans la cartouche 23 permet par exemple d'enrichir le mélange air/carburant afin de faciliter le démarrage de la combustion dans la chambre de combustion 45.
- [0063] Puis, on effectue une étape 75 d'allumage de la pompe 31 et ainsi de pulvérisation de carburant par l'intermédiaire de l'injecteur de régime nominal 27, ladite pulvérisation de carburant par l'intermédiaire de l'injecteur de régime nominal 27 étant initiée avant que l'étape 69 précédente de pulvérisation d'un carburant contenu dans la cartouche 23 ne soit terminée, afin de ne pas stopper la combustion.

Revendications

- [Revendication 1] Système d'alimentation (15) en carburant d'une chambre de combustion (45) d'une turbomachine (43) d'aéronef, comprenant une première rampe (17) d'alimentation en carburant et une seconde rampe (19) d'alimentation en carburant, caractérisé en ce que la première rampe (17) comprend un injecteur de démarrage (21), une cartouche (23) configurée pour contenir du carburant et une première canalisation (25) configurée pour transporter du carburant de la cartouche (23) à l'injecteur de démarrage (21), la seconde rampe (19) comprenant un injecteur de régime nominal (27), une seconde canalisation (29), et une pompe (31) configurée pour envoyer du carburant depuis un réservoir (65) de carburant vers l'injecteur de régime nominal (27) par l'intermédiaire de la seconde canalisation (29).
- [Revendication 2] Système selon la revendication 1, dans lequel la cartouche (23) comprend un moyen d'expulsion (33) configuré pour expulser du carburant contenu dans la cartouche (23) lorsque ledit moyen d'expulsion (33) est déclenché.
- [Revendication 3] Système selon la revendication 2, dans lequel le moyen d'expulsion (33) comprend un ressort (35) ainsi qu'un piston (37), et/ou un gaz sous pression.
- [Revendication 4] Système selon l'une des revendications 2 et 3, dans lequel la première rampe (17) comprend un déclencheur (39) configuré pour déclencher le moyen d'expulsion (33).
- [Revendication 5] Système selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, dans lequel la première canalisation (25) de la première rampe (17) comprend un obturateur taré (41).
- [Revendication 6] Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans lequel la cartouche (23) a un volume compris entre 5 et 50 centilitres.
- [Revendication 7] Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans lequel la pompe (31) est électrique.
- [Revendication 8] Système selon l'une quelconque des revendications 1 à 7, dans lequel la cartouche (23) est configurée pour être rechargeable en carburant en cas d'échec de démarrage et/ou dans lequel la première rampe (17) comprend au moins deux cartouches (23) configurées pour contenir du carburant.
- [Revendication 9] Turbomachine (43) comprenant une chambre de combustion (45) et caractérisée en ce qu'elle comprend un système (15) selon l'une

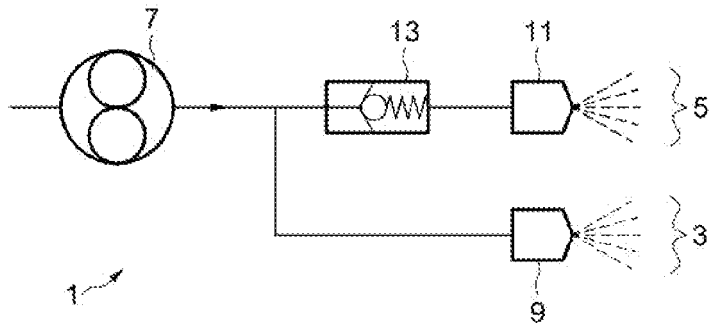
quelconque des revendications 1 à 8.

[Revendication 10] Procédé d'alimentation en carburant d'une chambre de combustion (45) d'une turbomachine (43) d'un aéronef pour le démarrage de la turbomachine (43), avec un système (15) selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, caractérisé en ce qu'il comprend les étapes suivantes :

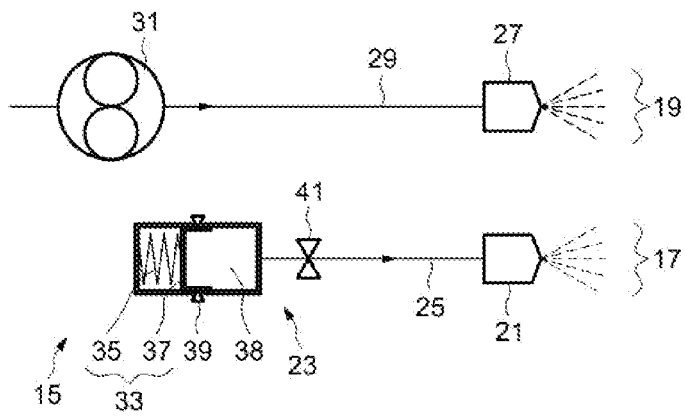
- Pulvérisation d'un carburant contenu dans la cartouche (23) vers la chambre de combustion (45) par l'intermédiaire de l'injecteur de démarrage (21) (étape 69) ; et
- Allumage de la pompe (31) et pulvérisation de carburant par l'intermédiaire de l'injecteur de régime nominal (27) (étape 75), ladite pulvérisation de carburant par l'intermédiaire de l'injecteur de régime nominal (27) étant initiée au cours de l'étape (69) précédente de pulvérisation d'un carburant contenu dans la cartouche (23).

[Fig. 1]

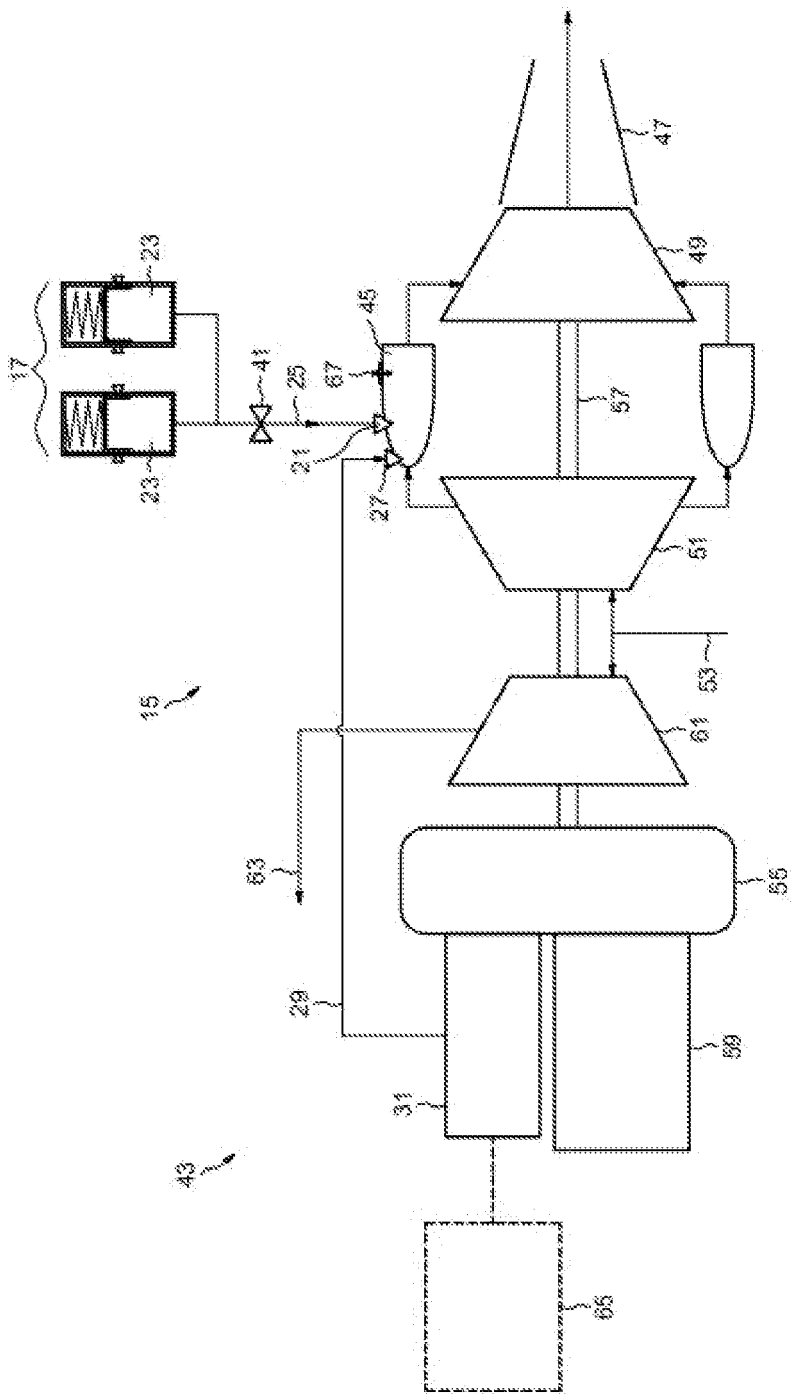
ART ANTERIEUR



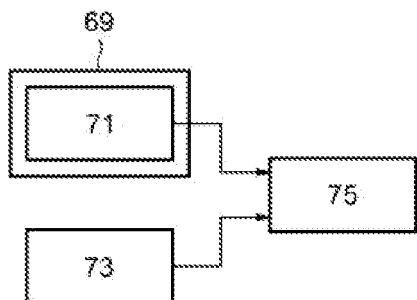
[Fig. 2]



[Fig. 3]



[Fig. 4]





**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

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

FA 920889
FR 2305865

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		
A	EP 1 965 056 A1 (TURBOMECA [FR]) 3 septembre 2008 (2008-09-03) * alinéa [0001] - alinéa [0005] * * alinéa [0012] - alinéa [0017] * * figures 1,2 * -----	1-10	F02C 7/264 F23R 3/28
A	FR 2 353 440 A1 (SUNDSTRAND CORP [US]) 30 décembre 1977 (1977-12-30) * page 1, ligne 31 - page 5, ligne 1 * * figure 1 * -----	1-10	
A	EP 3 933 270 A1 (GEN ELECTRIC [US]) 5 janvier 2022 (2022-01-05) * alinéa [0032] * * alinéa [0036] - alinéa [0037] * * abrégé; figures 1-4 * -----	1-10	
A	US 5 214 911 A (SHEKLETON JACK R [US]) 1 juin 1993 (1993-06-01) * colonne 1, ligne 9 - ligne 51 * * colonne 3, ligne 4 - colonne 4, ligne 38 * * colonne 5, ligne 1 - colonne 6, ligne 43 * * abrégé; figures * -----	1-10	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			F02C
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
25 janvier 2024		O'Shea, Gearóid	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>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</p> <p>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</p>			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 2305865 FA 920889**

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 **25-01-2024**
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
EP 1965056	A1	03-09-2008	AT E463664 T1	15-04-2010
			BR PI0800386 A	21-10-2008
			CA 2622113 A1	02-09-2008
			CN 101255821 A	03-09-2008
			EP 1965056 A1	03-09-2008
			FR 2913250 A1	05-09-2008
			JP 2008215350 A	18-09-2008
			US 2008209910 A1	04-09-2008
			ZA 200801960 B	26-11-2008

FR 2353440	A1	30-12-1977	CA 1074133 A	25-03-1980
			DE 2717080 A1	15-12-1977
			FR 2353440 A1	30-12-1977
			GB 1539013 A	24-01-1979
			IL 52008 A	31-07-1980
			JP S625840 B2	06-02-1987
			JP S52147900 A	08-12-1977
			SU 921459 A3	15-04-1982
			US 4033115 A	05-07-1977

EP 3933270	A1	05-01-2022	CN 113864065 A	31-12-2021
			EP 3933270 A1	05-01-2022
			JP 2022013797 A	18-01-2022
			US 2021404392 A1	30-12-2021

US 5214911	A	01-06-1993	AUCUN	
