

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

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international



(10) Numéro de publication internationale
WO 2024/121465 A1

(43) Date de la publication internationale
13 juin 2024 (13.06.2024)

(51) Classification internationale des brevets :
F01D 17/16 (2006.01) *F02K 3/077* (2006.01)
F02C 9/20 (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2022/052254

(22) Date de dépôt international :
05 décembre 2022 (05.12.2022)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

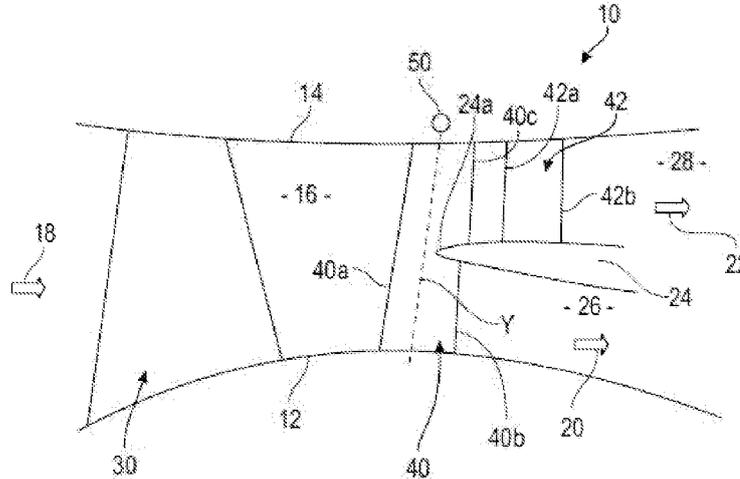
(71) Déposants : **SAFRAN AIRCRAFT ENGINES** [FR/FR] ;
2 boulevard du Général Martial Valin, 75015 PARIS (FR).
GENERAL ELECTRIC COMPANY [US/US] ; 1 River
Road, SCHENECTADY, NEW YORK 12345 (US).

(72) Inventeurs : **MARTINEZ LUQUE, Raul** ; Safran, c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaut, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).
GUEGAN, Damien Bernard Emeric ; Safran, c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaut, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).
SECONDAT DE MONTESQUIEU, Antoine Claude Baudouin Raoul Marie ; Safran, c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaut, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).
SOULAT, Laurent ; Safran, c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaut, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).
SCHVALLINGER, Michaël Franck Antoine ; Safran, c/o Centre d'Excellence Propriété Intellectuelle, Rond-point René Ravaut, Réau, 77550 MOISSY-CRAMAYEL (FR).

(54) Title: TRIPLE-FLOW AIRCRAFT TURBOMACHINE

(54) Titre : TURBOMACHINE D'AÉRONEF A TRIPLE FLUX

Fig.3a



(57) Abstract: The invention relates to a triple-flow aircraft turbomachine (10) comprising: • - two coaxial annular walls defining between them a main annular duct (16) for the flow of a primary airflow (18); • - a rotor blading (30) extending radially through the main duct (16) and forming a ducted fan (H1); • - an annular separator (24) arranged downstream of the rotor blading (30) and configured to divide the primary airflow (18) into two to form the secondary air flows (20, 22); • - first variable guide vanes (40) which are distributed around the shaft and each comprise a leading edge (40a) which is located upstream of the separator (24) and trailing edges (40b, 40c) which are located in the secondary airflows (20, 22); and • - fixed guide vanes (42) which are distributed around the shaft in the external airflow and downstream of the first variable vanes (40). • - an unducted fan (H2) arranged upstream of the outer wall (14).

(57) Abrégé : Turbomachine (10) d'aéronef à triple flux, comportant : • - deux parois annulaires coaxiales définissant entre elles une veine annulaire principale (16) d'écoulement d'un flux d'air principal (18), • - un aubage de rotor (30) s'étendant radialement à travers ladite veine principale (16) et formant une hélice (H1) carénée, et formant une hélice (H1) carénée, • - un séparateur annulaire (24) disposé en aval de l'aubage de rotor (30) et configuré pour séparer en deux le flux d'air principal (18) et former les flux d'air secondaires



WO 2024/121465 A1

(74) **Mandataire : BARBE, Laurent** et al. : GEVERS & ORES,
Immeuble Palatin 2, 3 cours du Triangle, CS 80165, 92939
PARIS LA DEFENSE CEDEX (FR).

(81) **États désignés** (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible*) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CV, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IQ, IR, IS, IT, JM, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW.

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

Publiée:

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

(20, 22), • - des premières aubes de redresseur à calage variable (40) qui sont réparties autour dudit axe et qui comportent chacune un bord d'attaque (40a) situé en amont dudit séparateur (24) et des bords de fuite (40b, 40c) situés dans lesdits flux d'air secondaires (20, 22) • - des aubes de redresseur fixes (42) qui sont réparties autour dudit axe dans le flux d'air externe et en aval desdites premières aubes à calage variable (40). • - une hélice (H2) non carénée disposée en amont de la paroi externe (14).

DESCRIPTION

TITRE : TURBOMACHINE D'AÉRONEF A TRIPLE FLUX

5 **Domaine technique de l'invention**

La présente invention concerne le domaine général de l'aéronautique. Elle vise plus particulièrement une turbomachine d'aéronef à triple flux.

Arrière-plan technique

10 De manière conventionnelle, une turbomachine d'aéronef comprend un générateur de gaz comprenant le long d'un axe longitudinal au moins un compresseur, une chambre de combustion, et au moins une turbine.

Un flux d'air pénètre dans le générateur de gaz et est comprimé dans le ou les compresseurs. Ce flux d'air comprimé est mélangé à du carburant et brûlé
15 dans la chambre de combustion puis les gaz de combustion sont détendus dans la ou les turbines. Cette détente provoque la rotation du ou des rotors de turbine, ce qui entraîne la rotation du ou des rotos de compresseur. Les gaz de combustion sont éjectés par une tuyère pour fournir une poussée qui peut s'ajouter à une poussée conférée par au moins une hélice ou soufflante
20 carénée ou non carénée de propulsion de la turbomachine.

Les flux de gaz s'écoulent dans la turbomachine à travers des veines annulaires. Comme cela est visible à la figure 1a, la turbomachine 10 comprend ainsi des parois annulaires coaxiales, respectivement interne 12 et externe 14, s'étendant l'une autour de l'autre et définissant entre elles une
25 veine annulaire principale 16 d'écoulement d'un flux de gaz principal 18.

Dans le cas où le flux de gaz principal 18 doit être divisé en deux flux de gaz secondaires, respectivement interne 20 et externe 22, un séparateur annulaire 24 est disposé entre les deux parois 12, 14 et définit respectivement avec ces parois 12, 14 deux veines annulaires secondaires, respectivement interne 26
30 et externe 28, d'écoulement des flux de gaz secondaires 20, 22. Ce séparateur 24 comporte à une extrémité amont un bec annulaire 24a configuré pour séparer en deux le flux de gaz principal 18 et former les flux de gaz secondaires 20, 22.

Un aubage de rotor 30 peut s'étendre radialement à travers la veine principale 16, donc en amont du séparateur 24.

Comme illustré à la figure 1a, des bras structuraux 32 peuvent s'étendre radialement à travers la veine principale 16 en aval de l'aubage de rotor 30 et en amont du séparateur 24.

Dans la présente demande, on entend par bras 32 ou bras structural, un élément de stator qui a en section une forme générale aérodynamique telle que celle représentée à la figure 1b, mais qui ne comprend pas d'intrados ni d'extrados. Un bras 32 n'est donc pas comparable à une aube ou pale qui est elle profilée de façon à comprendre un intrados et un extrados. Un bras 32 présente en général une symétrie par rapport à un plan P passant par l'axe de la turbomachine. Le nombre de bras 32 est en général inférieur à 10 et peut être de 4. Au moins un des bras 32 peut être creux et de forme tubulaire dans la direction radiale pour être traversé par des servitudes et servir ainsi au passage de ces servitudes dans le moteur à travers les veines.

Pour certains types de turbomachine, tels que ceux à multiflux ou à cycle variable, il serait utile de disposer un aubage de stator 34 directement en aval de l'aubage de rotor 30 et intégré au bec 24a de séparation des flux à la place d'être positionné entre le rotor 30 et le séparateur 24 (cf. figure 2a), de manière à réduire la longueur du module entre le concept illustré sur la figure 1a et celui illustré sur la figure 2a. L'aubage de stator 34 comprendrait plusieurs aubes réparties autour de l'axe de la turbomachine. Comme évoqué dans ce qui précède et illustré à la figure 2b, chacune de ces aubes aurait en section un profil aérodynamique comportant un intrados 34a et un extrados 34b (figure 2b), donc un profil non symétrique ce qui n'est pas le cas du bras 32 visible sur la figure 1a. L'aubage de stator 34 s'étendrait radialement à travers la veine principale 16. Ces aubes comprendraient des bords d'attaque 36 situés en amont du bec 24a, dans la veine principale 16, et des bords de fuite, respectivement interne 38a et externe 38b, situés dans les veines interne 26 et externe 28. L'aubage de stator pourrait être relié au bec 24a.

L'aubage de stator 34 imposerait une direction particulière aux flux de gaz 16, 20, 22. Toutefois, dans le cas d'une turbomachine à cycle variable, il serait utile de prévoir une géométrie variable en aval de l'aubage de rotor 30 pour

pouvoir s'adapter aux différents régimes de fonctionnement et variations de taux de dilution de la turbomachine. Cependant, pour des raisons d'encombrement, l'ajout d'un aubage à calage variable en aval de l'aubage de stator 34 peut être complexe. En effet, cet ajout nécessiterait de rallonger la dimension axiale de la turbomachine, ce qui se traduirait par une augmentation

de la masse de la turbomachine et une diminution de ses performances. De plus, pour des raisons de nuisance sonore, il ne serait pas non plus envisageable de rapprocher axialement l'aubage de stator 34 vers l'aubage de rotor 30.

10 Dans la présente demande, on entend par une turbomachine à cycle variable, une turbomachine dont la poussée spécifique peut être modifiée à un régime moteur donné, en contrôlant des géométries variables de la turbomachine. Un exemple de géométrie variable est un aubage de stator à calage variable. Dans la présente demande, on entend par aubage une rangée annulaire

15 d'aubes. L'invention propose ainsi d'optimiser une turbomachine telle qu'illustrée à la figure 2a de façon à pouvoir l'utiliser dans plusieurs configurations et notamment dans le cadre d'une turbomachine à plusieurs flux (au moins deux) et/ou d'une turbomachine à cycle variable.

20

Résumé de l'invention

La présente invention propose une turbomachine d'aéronef à triple flux, comportant un générateur de gaz comprenant le long d'un axe longitudinal au moins un compresseur, une chambre de combustion et au moins une turbine, la turbomachine comportant en outre :

- deux parois annulaires coaxiales, respectivement interne et externe, s'étendant l'une autour de l'autre et définissant entre elles une veine annulaire principale d'écoulement d'un flux d'air principal,
- un aubage de rotor s'étendant radialement à travers ladite veine principale et formant une hélice carénée,
- un séparateur annulaire disposé en aval de l'aubage de rotor et entre les deux parois, le séparateur définissant respectivement avec les parois interne et externe deux veines annulaires secondaires, respectivement interne et

externe, d'écoulement de flux d'air secondaires, respectivement interne et externe, le séparateur comportant à une extrémité amont un bec annulaire configuré pour séparer en deux le flux d'air principal et former les flux d'air secondaires,

- 5 - des éléments de stator s'étendant radialement d'une part à travers ladite veine principale et d'autre part à travers lesdites veines secondaires, et
- une hélice non carénée disposée en amont de la paroi externe, caractérisée en ce que lesdits éléments de stator comprennent des premières
- 10 aubes de redresseur à calage variable qui sont réparties autour dudit axe et qui comportent chacune un bord d'attaque situé en amont dudit bec, et des bords de fuite, respectivement interne et externe, situés respectivement dans les veines secondaires interne et externe,
- et en ce que la turbomachine comprend en outre des aubes de redresseur
- 15 fixes qui sont réparties autour dudit axe dans la veine secondaire externe et en aval des bords de fuite externes desdites premières aubes à calage variable.

La présente invention propose ainsi de mettre des aubes de redresseur à calage variable au niveau du bec de séparation. Pour autoriser le déplacement

20 angulaire de ces aubes autour de leurs axes de calage, on comprend que les aubes seront séparées par de faibles jeux du bec et du séparateur, ceci afin de limiter les fuites de gaz dans ces zones.

Des aubes de redresseurs fixes sont associées aux aubes à calage variable et sont situées dans la veine secondaire externe. Cette configuration permet

25 d'optimiser le fonctionnement de la turbomachine, en autorisant des applications multiflux ou à cycle variable, tout en limitant l'impact sur la longueur ou dimension axiale ainsi que la masse de la turbomachine. En effet, le fait de prévoir les aubes à calage variable au niveau du bec permet de réduire axialement la distance entre le rotor et le bec de séparation des flux

30 tout en autorisant une modification des flux de gaz s'écoulant dans les veines secondaires interne et externe.

Dans la présente demande, on entend par « annulaire, une forme de révolution autour d'un axe, cette forme pouvant être continue ou interrompue.

De plus, dans la présente demande, on entend par un élément « à calage variable », un élément dont au moins une partie a une position qui peut être ajustée autour d'un axe, qui est appelé axe de calage. L'intégralité de cet élément ou seulement une partie de cet élément peut être à calage variable.

5 Dans le cas d'une aube par exemple, elle peut être monobloc et avoir un position ajustable autour d'un axe de calage. En variante, elle pourrait comprendre qu'une partie seulement, comportant par exemple un bord d'attaque ou un bord de fuite, dont la position serait ajustable autour d'un axe de calage par rapport au reste de l'aube. Dans le cas d'un aubage comportant
10 plusieurs aubes, chacune des aubes a une position ajustable autour d'un axe de calage qui lui est propre. Pour un même aubage, il y a donc autant d'axes de calage que d'aubes à calage variable. Chacun de ces axes peut avoir une orientation radiale ou inclinée par rapport à l'axe longitudinal de la turbomachine.

15 La turbomachine peut comprendre une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prises seules ou en combinaison les unes avec les autres :

- les éléments de stator comprennent en outre des secondes aubes de redresseur à calage variable qui sont situées dans ladite veine secondaire interne ;

20 - les secondes aubes à calage variable comprennent des bords d'attaque et des bords de fuite, les bords d'attaque de ces secondes aubes à calage variable étant situés directement en aval des bords de fuite interne des premières aubes à calage variable, et étant séparés par des jeux axiaux prédéterminés de ces bords de fuite ; les premières et secondes aubes à
25 calage variable sont donc très rapprochées axialement les unes des autres de façon à ce qu'elles soient considérées comme un ensemble formant les éléments de stator au sens de l'invention ; les jeux axiaux précités entre ces aubes sont les plus faibles possibles de préférence. La minimisation de ces jeux axiaux permet de limiter voire d'empêcher le passage de gaz en
30 fonctionnement entre les bords de fuite des premières aubes à calage variable et les bords d'attaque des secondes aubes à calage variable ; on comprend ainsi que les gaz qui s'écoulent sur les intrados des premières aubes à calage variable doivent s'écouler ensuite sur les intrados des secondes aubes à

- calage variable, et que les gaz qui s'écoulent sur les extradados des premières aubes à calage variable doivent s'écouler ensuite sur les extradados des secondes aubes à calage variable ; lorsque les jeux sont plus importants, une partie du flux de gaz s'écoulant sur les extradados des premières aubes à calage variable s'écoulent ensuite vers les intrados des secondes aubes et permet un apport d'énergie au fluide s'écoulant sur les intrados des premières aubes. ;
- 5 - les aubes de redresseur fixes comprennent des bords d'attaque séparés par des jeux axiaux prédéterminés desdits bords de fuite des premières aubes à calage variable ;
- 10 -- lesdits jeux sont de préférence inférieurs à 10mm, plus préférentiellement inférieurs ou égaux à 5mm ;
- le nombre desdites secondes aubes à calage variable est égal au nombre desdites premières aubes à calage variable ;
- le nombre desdites secondes aubes à calage variable est égal à un nombre multiple desdites premières aubes à calage variable ;
- 15 - le nombre desdites aubes fixes est égal au nombre desdites premières aubes à calage variable ;
- le nombre desdites aubes fixes est égal et égal à un nombre multiple desdites premières aubes à calage variable ;
- 20 - la turbomachine comprend en outre au moins un système de commande du calage angulaire des aubes à calage variable ;
- ledit système de commande est monté dans ledit séparateur ou radialement à l'extérieur de ladite paroi externe ;
- au moins certaines desdites aubes fixes ont des profils différents des autres aubes fixes et forment donc une grille d'aubes multiprofiles ;
- 25 - l'aubage de rotor est une soufflante de propulsion ou un aubage de rotor de compresseur ; et
- lesdites aubes de redresseur fixes comprennent un intrados et un extradados, et lesdites aubes de redresseur à calage variable comprennent un intrados et un extradados.
- 30 La présente invention concerne également un aéronef, en particulier un avion de transport, comportant une turbomachine telle que décrite dans ce qui précède.

Brève description des figures

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

[Fig.1a] la figure 1a est une demi vue très schématique en coupe axiale d'une turbomachine d'aéronef, selon la technique antérieure à l'invention ;

[Fig.1b] la figure 1b est une vue très schématique en coupe transversale d'un bras de la turbomachine de la figure 1a ;

10 [Fig.2a] la figure 2a est une demi vue très schématique en coupe axiale d'une turbomachine d'aéronef ;

[Fig.2b] la figure 2b est une vue très schématique en coupe transversale d'une aube de stator de la turbomachine de la figure 2a ;

15 [Fig.3a] la figure 3a est une demi vue très schématique en coupe axiale d'une turbomachine d'aéronef, selon un premier mode de réalisation de l'invention ;

[Fig.3b] la figure 3b est une vue très schématique en coupe transversale d'une aube de redresseur à calage variable suivie d'une aube de redresseur fixe de la turbomachine de la figure 3a, et illustre, respectivement à gauche et à droite de la figure, deux positions distinctes de calage de l'aube de redresseur à

20 calage variable ;

[Fig.3c] la figure 3c est une vue similaire à celle de la figure 3b de gauche et montre une variante de réalisation de l'invention ;

[Fig.4a] la figure 4a est une demi vue très schématique en coupe axiale d'une turbomachine d'aéronef, selon un deuxième mode de réalisation de l'invention

25 ;

[Fig.4b] la figure 4b est une vue très schématique en coupe transversale d'une première aube de redresseur à calage variable suivie d'une seconde aube de redresseur à calage variable de la turbomachine de la figure 4a, et illustre, respectivement à gauche et à droite de la figure, deux positions distinctes de calage de ces aubes ;

30

[Fig.4c] la figure 4c est une vue similaire à celle de la figure 4b de gauche et montre une variante de réalisation de l'invention ;

[Fig.5] la figure 5 est une demi vue très schématique en coupe axiale d'une turbomachine d'aéronef, selon un troisième mode de réalisation de l'invention dans lequel la grille de stators est composée d'au moins deux profils d'aubes différents ; et

- 5 [Fig.6] la figure 6 est une vue schématique d'une turbomachine à triple flux dans le cadre de laquelle se situe la présente invention.

Description détaillée de l'invention

Les figures 1a, 1b, 2a et 2b ont été décrites dans ce qui précède.

- 10 En référence à la figure 6, la turbomachine 10 est du type à triple flux et comporte de manière classique un générateur de gaz 2 comprenant le long d'un axe longitudinal X au moins un compresseur, une chambre de combustion et au moins une turbine. La turbomachine comprend une hélice carénée noté H1 et une hélice non carénée notée H2. L'hélice H1 est entourée
- 15 par une nacelle 4 qui s'étend autour de l'axe X en aval de l'hélice H2. Le flux d'air qui traverse l'hélice H2 est séparé par la nacelle 4 en un flux principal F2 qui pénètre dans la nacelle 4 et en un autre flux F3 qui s'écoule autour de la nacelle 4. Le flux principal F2 est ensuite divisé en deux autres flux F1, F2 comme expliqué dans ce qui suit.
- 20 Dans le cadre de la présente invention illustrée aux figures 3a et 3b, la turbomachine 10 comprend deux parois annulaires coaxiales, respectivement interne 12 et externe 14, s'étendant l'une autour de l'autre et définissant entre elles une veine annulaire principale 16 d'écoulement d'un flux de gaz principal 18.
- 25 Le flux de gaz principal 18 est divisé en deux flux de gaz secondaires, respectivement interne 20 et externe 22, par un séparateur annulaire 24 qui est disposé entre les deux parois 12, 14. Ce séparateur 24 comporte à une extrémité amont un bec annulaire 24a configuré pour séparer en deux le flux de gaz principal 18 et former les flux de gaz secondaires 20, 22.
- 30 Un aubage de rotor 30 s'étend radialement à travers la veine principale 16, en amont du séparateur 24. Dans le cadre de la turbomachine de la figure 6, cet aubage de rotor 30 forme l'hélice H1 carénée.

Des éléments de stator sont situés en aval de l'aubage de rotor 30 et au niveau du bec de séparation 24a.

Selon l'invention, ces éléments de stator comprennent des premières aubes de redresseur à calage variable 40.

5 Par ailleurs, des aubes de redresseur fixes 42 sont situées dans la veine secondaire externe 28 en aval des premières aubes de redresseur à calage variable 40.

Les premières aubes à calage variable 40 sont réparties autour de l'axe et comportent chacune un bord d'attaque 40a situé en amont du bec 24a, et des
10 bords de fuite, respectivement interne 40b et externe 40c, situés respectivement dans les veines secondaires interne 26 et externe 28. On comprend ainsi que les premières aubes à calage variable 40 sont situées au niveau du bec 24a, comme cela est visible dans le dessin. Des jeux non
15 visibles sont prévus entre le bec 24a et les premières aubes à calage variable 40 pour autoriser leur déplacement. Ces jeux sont de préférence les plus faibles possible pour limiter ou empêcher le passage de gaz entre ces aubes 40 et le nez 24a. Comme cela est également visible, les bords d'attaque 42a peuvent être inclinés et s'étendre d'amont en aval vers l'extérieur. Cette
20 inclinaison est par exemple déterminée selon un compromis entre la taille du moteur et l'optimisation du bruit qu'il génère. Pour minimiser le bruit, il est préférable d'augmenter la hauteur en haut de pale, ce qui se traduit par une plus forte inclinaison de la pale.

La figure 3b montre que chacune des premières aubes à calage variable 40 a un profil aérodynamique et comprend un intrados 46 (de forme incurvée
25 concave) et un extrados 48 (de forme incurvée convexe). Par ailleurs, chacune des premières aubes à calage variable présente une certaine courbure le long de sa corde. On désigne par C la zone de plus grande courbure d'une aube à calage variable 40. Cette zone est de préférence située en amont du bec 24a. Les premières aubes à calage variable 40 sont de préférence toutes
30 identiques. Leurs bords d'attaque 40a sont de préférence traversés par un même plan transversal.

Le nombre des premières aubes à calage variable 40 est par exemple compris entre 10 et 200.

Chacune des premières aubes à calage variable 40 est mobile en rotation autour d'un axe de calage Y qui a une orientation sensiblement radiale. La rotation de chacune des premières aubes à calage variable 40 est obtenue grâce à un système de commande 50 qui est ici situé radialement à l'extérieur de la paroi externe 14. Ceci est avantageux car cela permet de localiser ce système dans un environnement relativement froid par rapport aux températures élevées qui peuvent régner dans le générateur de gaz. Par ailleurs, cet environnement est peu contraint et contient des espaces libres pour accueillir ce type de système.

10 Les aubes fixes 42 sont réparties autour de l'axe dans la veine secondaire externe 28. Elles comportent chacune un bord d'attaque 42a situé en aval du bec 24a, et un bord de fuite 42b situé dans la veine secondaire externe 28.

La figure 3b montre que chacune des aubes fixes 42 a un profil aérodynamique et comprend un intrados 46 (de forme incurvée concave) et un extrados 48 (de forme incurvée convexe). Par ailleurs, chacune des aubes fixes 42 présente une certaine courbure le long de sa corde.

Le nombre d'aubes fixes 42 est égal au nombre des premières aubes à calage variable 40 ou un nombre multiple des premières aubes à calage variable 40, et les aubes fixes 42 sont situées directement en aval des premières aubes à calage variable 40 et dans le prolongement axial de celles-ci. Les bords d'attaque 42a des aubes fixes 42 sont séparés par des jeux axiaux I prédéterminés des bords de fuite 40c des premières aubes à calage variable 40. De préférence, ces jeux I sont inférieurs à 10mm et plus préférentiellement inférieurs ou égaux à 5mm. De préférence, ces jeux I sont inférieurs à 10% de la corde d'une aube 40 ou d'une aube 42, et plus préférentiellement inférieurs ou égaux à 5% de cette corde. Chacun de ces jeux I est de préférence constant sur toute l'étendue radiale des bords 40c, 42a concernés et donc de la veine externe 28. Naturellement, ces jeux I sont susceptibles de varier en fonctionnement en fonction des positions de calage des aubes 40 par rapport aux aubes 42.

Les aubes fixes 42 sont de préférence toutes identiques. Leurs bords d'attaque 42a sont de préférence dans un même plan transversal ou traversés par un même plan transversal.

Le nombre d'aubes fixes 42 est par exemple compris entre 10 et 200.

La figure 3b montre à gauche une première position angulaire ou de calage des premières aubes à calage variable 40 et à droite une seconde position angulaire ou de calage de ces aubes. Les premières aubes à calage variable
5 40 peuvent par exemple être déplacées sur des plages angulaires de l'ordre de 60° autour de leurs axes Y.

La figure 4c illustre une variante de réalisation dans laquelle le nombre d'aubes fixes 424 est égal à un multiple du nombre des premières aubes à calage variable 40. Ce multiple est par exemple de 2, 3, 4, etc.

10

Les figures 4a et 4b illustrent un deuxième mode de réalisation de l'invention qui diffère du précédent mode de réalisation essentiellement en ce que la turbomachine comprend en outre des secondes aubes de redresseur à calage variable 44 situés dans la veine secondaire interne 26 en aval des bords de
15 fuite 40b des premières aubes à calage variable 40.

Les secondes aubes à calage variable 44 comportent chacune un bord d'attaque 44a situé en aval du bec 24a, et un bord de fuite 44b situé dans la veine secondaire interne 26.

Chacune des secondes aubes à calage variable 44 a un profil aérodynamique et comprend un intrados et un extrados. Par ailleurs, chacune des aubes à
20 calage variable 44 présente une certaine courbure le long de sa corde.

Le nombre des secondes aubes à calage variable 44 peut être égal au nombre des premières aubes à calage variable 40.

Les secondes aubes à calage variable 44 sont situées directement en aval des
25 aubes fixes 42 et dans le prolongement axial de celles-ci. Les bords d'attaque 44a des secondes aubes à calage variable 44 sont séparés par des jeux axiaux J prédéterminés des bords de fuite 42c des aubes fixes 42. De préférence, ces jeux J sont inférieurs à 10mm et plus préférentiellement inférieurs ou égaux à 5mm. De préférence, ces jeux J sont inférieurs à 10%
30 de la corde d'une aube 40 ou d'une aube 44, et plus préférentiellement inférieurs ou égaux à 5% de cette corde. Chacun de ces jeux J est de préférence constant sur toute l'étendue radiale des bords 40b, 44a concernés et donc de la veine interne 26. Naturellement, ces jeux J sont susceptibles de

varier en fonctionnement en fonction des positions de calage des aubes 40, 44.

Les secondes aubes à calage variable 44 sont de préférence toutes identiques. Leurs bords d'attaque 44a sont de préférence situés dans un même plan transversal ou traversés par un même plan transversal.

Le nombre des secondes aubes à calage variable 44 est par exemple compris entre 10 et 200. Chacune des secondes aubes à calage variable 44 est mobile en rotation autour d'un axe de calage Z qui a une orientation sensiblement radiale. La rotation de chacune des secondes aubes à calage variable 44 est obtenue grâce à un système de commande 50' qui est ici situé dans le séparateur 24.

La figure 4c illustre une variante de réalisation dans laquelle le nombre d'aubes de redresseur à calage variable 44 est égal à un multiple du nombre des premières aubes à calage variable 40. Ce multiple est par exemple de 2, 3, 4, etc.

La figure 5 illustre un troisième mode de réalisation de l'invention qui diffère du précédent mode de réalisation essentiellement par le fait que les aubes fixes 42 ne sont pas toutes identiques. Les aubes fixes 42 sont au moins de deux types qui diffèrent l'un de l'autre par leurs dimensions et/ou leurs géométries et/ou leurs cambrures, etc. Les différents types des aubes fixes 42 sont régulièrement répartis autour de l'axe de façon à obtenir une répartition cyclique de ces aubes 42 autour de l'axe.

De manière générale, la présente invention s'applique à toute turbomachine dans laquelle un flux principal est séparé en deux flux secondaires en aval d'un aubage de rotor caréné.

REVENDICATIONS

1. Turbomachine (10) d'aéronef à triple flux, comportant un générateur de gaz comprenant le long d'un axe longitudinal au moins un compresseur, une chambre de combustion et au moins une turbine, la turbomachine comportant en outre :
- 5 - deux parois annulaires coaxiales, respectivement interne (12) et externe (14), s'étendant l'une autour de l'autre et définissant entre elles une veine annulaire principale (16) d'écoulement d'un flux d'air principal (18),
 - 10 - un aubage de rotor (30) s'étendant radialement à travers ladite veine principale (16) et formant une hélice (H1) carénée,
 - un séparateur annulaire (24) disposé en aval de l'aubage de rotor (30) et entre les deux parois (12, 14), le séparateur (24) définissant respectivement avec les parois interne et externe (12, 14) deux veines annulaires secondaires, respectivement interne (26) et externe (28), d'écoulement de flux d'air secondaires, respectivement interne (20) et externe (22), le séparateur (24) comportant à une extrémité amont un bec annulaire (24a) configuré pour séparer en deux le flux d'air principal (18) et former les flux d'air secondaires (20, 22),
 - 20 - des éléments de stator s'étendant radialement d'une part à travers ladite veine principale (16) et d'autre part à travers lesdites veines secondaires (26, 28), et
 - une hélice (H2) non carénée disposée en amont de la paroi externe (14), caractérisée en ce que lesdits éléments de stator comprennent des premières aubes de redresseur à calage variable (40) qui sont réparties autour dudit axe et qui comportent chacune un bord d'attaque (40a) situé en amont dudit bec (24a), et des bords de fuite, respectivement interne (40b) et externe (40c), situés respectivement dans les veines secondaires interne (26) et externe (28),
 - 25 et en ce que la turbomachine (10) comprend en outre des aubes de redresseur fixes (42) qui sont réparties autour dudit axe dans la veine secondaire externe (28) et en aval des bords de fuite externes (40c) desdites premières aubes à calage variable (40).
 - 30

2. Turbomachine (10) selon la revendication 1, dans laquelle les éléments de stator comprennent en outre des secondes aubes de redresseur à calage variable (44) qui sont situées dans ladite veine secondaire interne (26).

5 3. Turbomachine (10) selon la revendication 2, dans laquelle les secondes aubes à calage variable (44) comprennent des bords d'attaque (44a) et des bords de fuite (44b), les bords d'attaque (44a) de ces secondes aubes à calage variable (44) étant situés directement en aval des bords de fuite interne (40b) des premières aubes à calage variable (40), et étant séparés
10 par des jeux axiaux (J) prédéterminés de ces bords de fuite (40b).

4. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, dans laquelle les aubes de redresseur fixes (42) comprennent des bords d'attaque (42a) séparés par des jeux axiaux (I) prédéterminés desdits bords de fuite (40c) des premières aubes à calage variable (40).

15 5. Turbomachine (10) selon l'une des revendications 2 à 4, dans laquelle le nombre desdites secondes aubes à calage variable (44) est égal au nombre desdites premières aubes à calage variable (40) ou à un nombre multiple desdites premières aubes à calage variable (40).

20 6. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, dans laquelle le nombre desdites aubes fixes (42) est égal au nombre desdites premières aubes à calage variable (40) ou à un nombre multiple desdites premières aubes à calage variable (40).

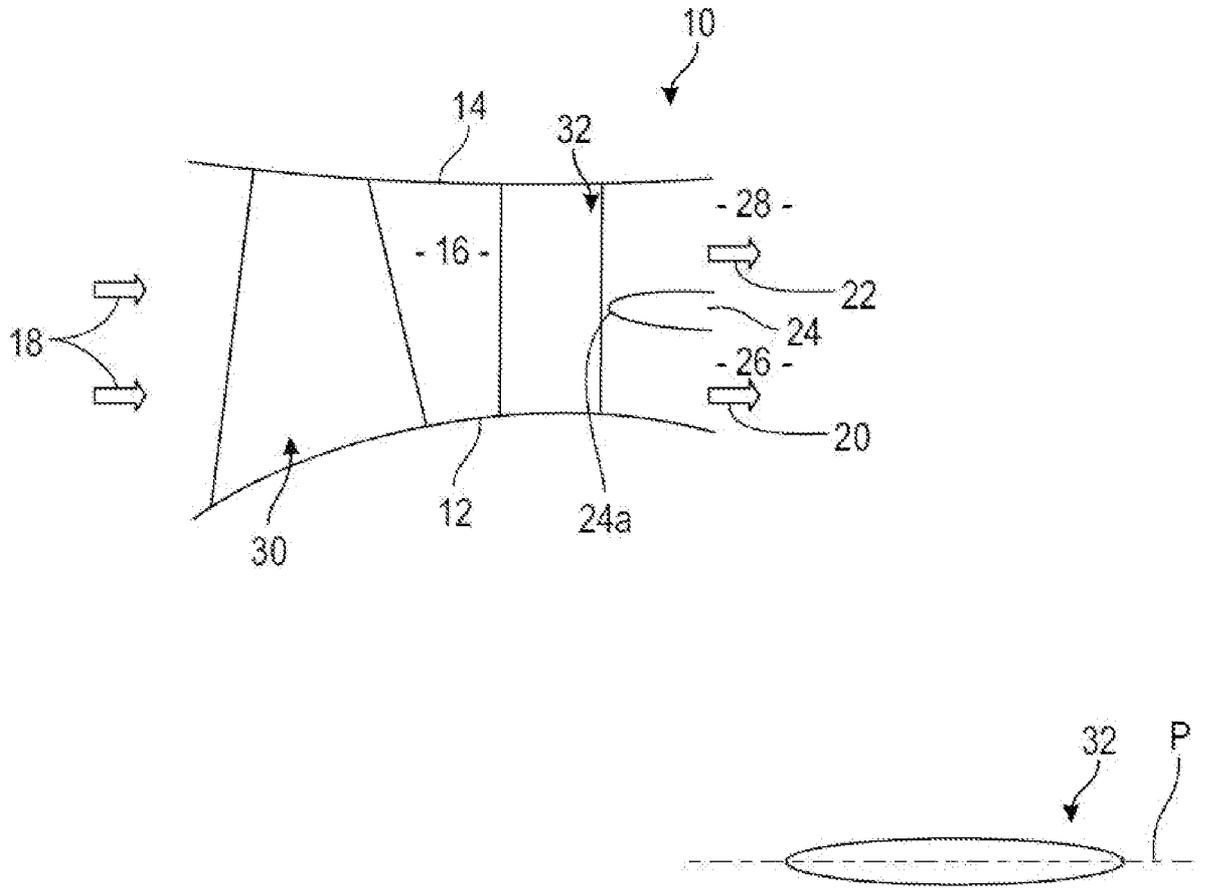
25 7. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, dans laquelle elle comprend en outre au moins un système (50, 50') de commande du calage angulaire des aubes à calage variable (42).

8. Turbomachine (10) selon la revendication 7, dans laquelle ledit système de commande (50, 50') est monté dans ledit séparateur (24) ou radialement à l'extérieur de ladite paroi externe (14).

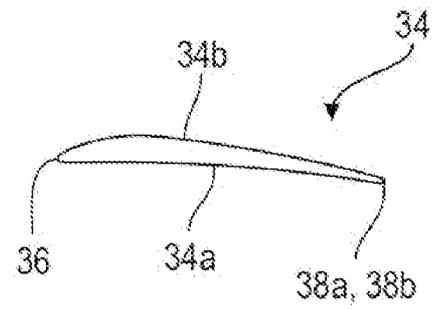
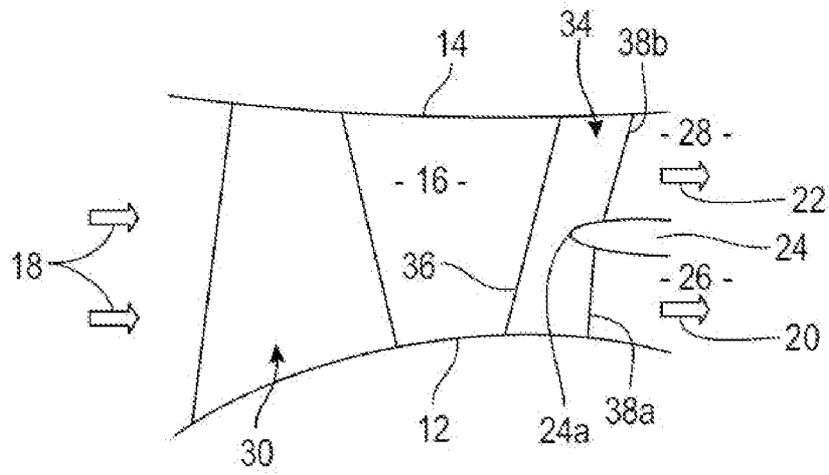
30 9. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, dans laquelle au moins certaines desdites aubes fixes (42) ont des profils différents des autres aubes fixes (42).

10. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, dans laquelle l'aubage de rotor (30) est une soufflante ou un aubage de rotor de compresseur.

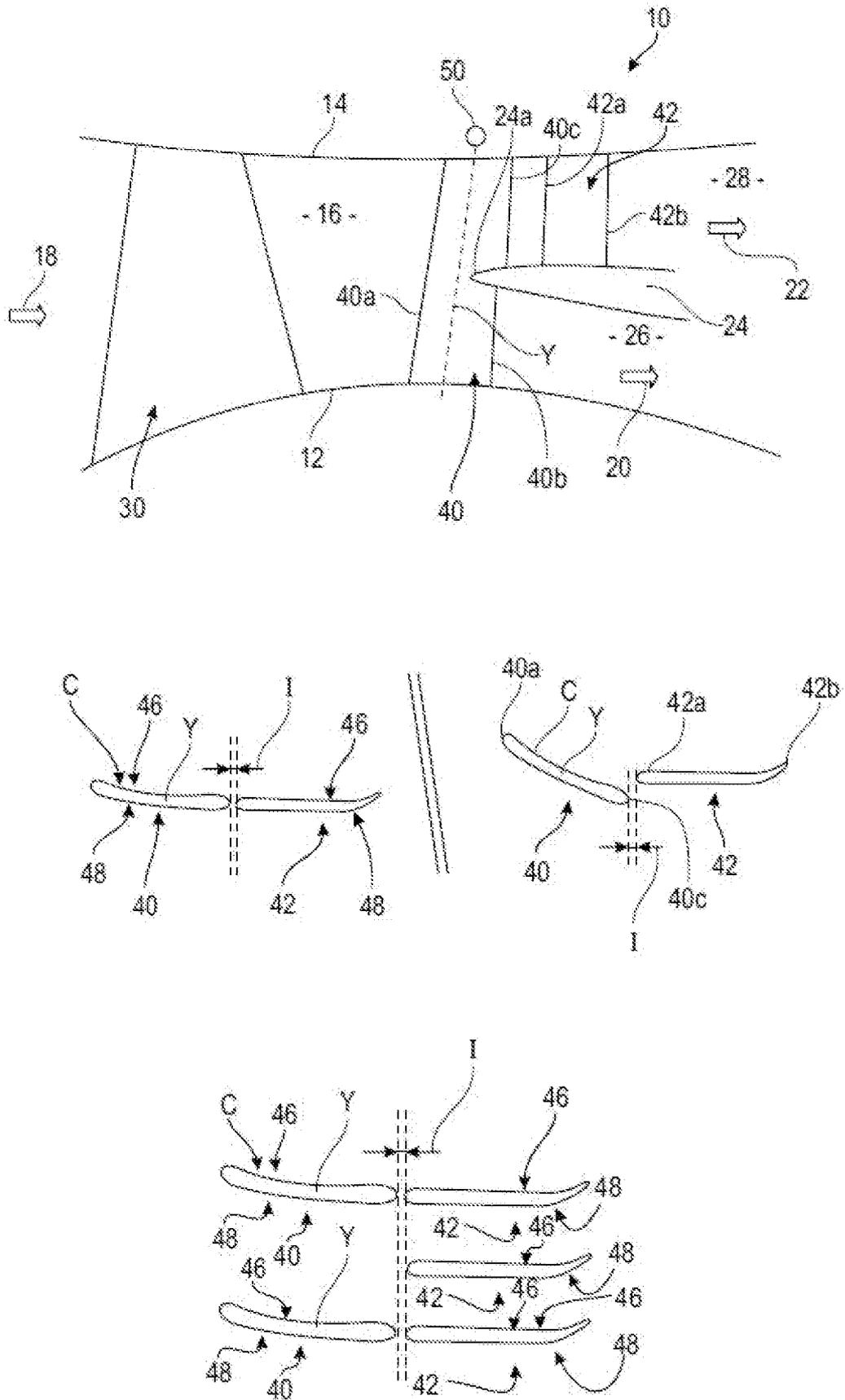
[Fig.1a-1b]



[Fig.2a-2b]



[Fig.3a-3c]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/FR2022/052254

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER		
F01D 17/16 (2006.01)i; F02C 9/20 (2006.01)i; F02K 3/077 (2006.01)i		
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) F01D; F02K; F02C		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	GB 2100799 A (GEN ELECTRIC [US]) 06 January 1983 (1983-01-06) page 2, line 97 - page 3, line 36; figures 1,3	1-10
A	US 2021108597 A1 (OSTDIEK DAVID MARION [US] ET AL) 15 April 2021 (2021-04-15) paragraphs [0046], [0053], [0054]; figures 5,6	1-10
A	EP 3722565 A1 (RAYTHEON TECH CORP [US]) 14 October 2020 (2020-10-14) paragraph [0044]; figures 5,9,11	1-10
A	US 5261227 A (GIFFIN III ROLLIN G [US]) 16 November 1993 (1993-11-16) column 3, line 38 - column 5, line 51; figure 2	1-10
A	US 5806303 A (JOHNSON JAMES E [US]) 15 September 1998 (1998-09-15) column 9, lines 16-41; figure 3	1-10
A	US 2015361819 A1 (EPSTEIN ALAN H [US]) 17 December 2015 (2015-12-17) paragraphs [0045], [0046], [0050] - [0052]; figures 1-3	1-10
A	EP 3098426 A1 (ROLLS ROYCE DEUTSCHLAND [DE]) 30 November 2016 (2016-11-30) paragraphs [0035] - [0038]; figure 2	1-10
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> See patent family annex.		
<p>* Special categories of cited documents:</p> <p>“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance</p> <p>“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date</p> <p>“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)</p> <p>“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means</p> <p>“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed</p> <p>“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</p> <p>“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</p> <p>“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</p> <p>“&” document member of the same patent family</p>		
Date of the actual completion of the international search 26 July 2023		Date of mailing of the international search report 08 August 2023
Name and mailing address of the ISA/EP European Patent Office p.b. 5818, Patentlaan 2, 2280 HV Rijswijk Netherlands Telephone No. (+31-70)340-2040 Facsimile No. (+31-70)340-3016		Authorized officer Teusch, Reinhold Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/FR2022/052254

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
GB	2100799	A	06 January 1983	CA	1190050	A	09 July 1985
				DE	3223201	A1	13 January 1983
				FR	2508552	A1	31 December 1982
				GB	2100799	A	06 January 1983
				IT	1151665	B	24 December 1986
				JP	S5812899	A	25 January 1983
				SE	450786	B	27 July 1987
				US	4446696	A	08 May 1984

US	2021108597	A1	15 April 2021	CN	112664349	A	16 April 2021
				US	2021108597	A1	15 April 2021

EP	3722565	A1	14 October 2020	EP	3722565	A1	14 October 2020
				US	2020325852	A1	15 October 2020

US	5261227	A	16 November 1993	NONE			

US	5806303	A	15 September 1998	NONE			

US	2015361819	A1	17 December 2015	NONE			

EP	3098426	A1	30 November 2016	DE	102015209892	A1	01 December 2016
				EP	3098426	A1	30 November 2016
				US	2016347463	A1	01 December 2016

WO	2015088833	A1	18 June 2015	EP	3080426	A1	19 October 2016
				US	2016201608	A1	14 July 2016
				WO	2015088833	A1	18 June 2015

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Demande internationale n°
PCT/FR2022/052254

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE INV. F01D17/16 F02C9/20 F02K3/077 ADD.		
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB		
B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement) F01D F02K F02C		
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche		
Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés) EPO-Internal, WPI Data		
C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		
Catégorie*	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	GB 2 100 799 A (GEN ELECTRIC [US]) 6 janvier 1983 (1983-01-06) page 2, ligne 97 - page 3, ligne 36; figures 1, 3 -----	1-10
A	US 2021/108597 A1 (OSTDIEK DAVID MARION [US] ET AL) 15 avril 2021 (2021-04-15) alinéas [0046], [0053], [0054]; figures 5, 6 -----	1-10
A	EP 3 722 565 A1 (RAYTHEON TECH CORP [US]) 14 octobre 2020 (2020-10-14) alinéa [0044]; figures 5, 9, 11 -----	1-10
A	US 5 261 227 A (GIFFIN III ROLLIN G [US]) 16 novembre 1993 (1993-11-16) colonne 3, ligne 38 - colonne 5, ligne 51; figure 2 -----	1-10
-/--		
<input checked="" type="checkbox"/> Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents	<input checked="" type="checkbox"/> 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	"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	
"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date	"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	
"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)	"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	
"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens	"&" document qui fait partie de la même famille de brevets	
"P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée		
Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée	Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale	
26 juillet 2023	08/08/2023	
Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Fax: (+31-70) 340-3016	Fonctionnaire autorisé Teusch, Reinhold	

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	<p>US 5 806 303 A (JOHNSON JAMES E [US]) 15 septembre 1998 (1998-09-15) colonne 9, lignes 16-41; figure 3</p> <p>-----</p>	1-10
A	<p>US 2015/361819 A1 (EPSTEIN ALAN H [US]) 17 décembre 2015 (2015-12-17) alinéas [0045], [0046], [0050] - [0052]; figures 1-3</p> <p>-----</p>	1-10
A	<p>EP 3 098 426 A1 (ROLLS ROYCE DEUTSCHLAND [DE]) 30 novembre 2016 (2016-11-30) alinéas [0035] - [0038]; figure 2</p> <p>-----</p>	1-10
A	<p>WO 2015/088833 A1 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 18 juin 2015 (2015-06-18) page 3, ligne 33 - page 4, ligne 20; figure 2</p> <p>-----</p>	1-10

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande internationale n°

PCT/FR2022/052254

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
GB 2100799	A	06-01-1983	CA 1190050	09-07-1985
			DE 3223201	13-01-1983
			FR 2508552	31-12-1982
			GB 2100799	06-01-1983
			IT 1151665	24-12-1986
			JP S5812899	25-01-1983
			SE 450786	27-07-1987
			US 4446696	08-05-1984

US 2021108597	A1	15-04-2021	CN 112664349	16-04-2021
			US 2021108597	15-04-2021

EP 3722565	A1	14-10-2020	EP 3722565	14-10-2020
			US 2020325852	15-10-2020

US 5261227	A	16-11-1993	AUCUN	

US 5806303	A	15-09-1998	AUCUN	

US 2015361819	A1	17-12-2015	AUCUN	

EP 3098426	A1	30-11-2016	DE 102015209892	01-12-2016
			EP 3098426	30-11-2016
			US 2016347463	01-12-2016

WO 2015088833	A1	18-06-2015	EP 3080426	19-10-2016
			US 2016201608	14-07-2016
			WO 2015088833	18-06-2015
