

(19)



(11)

**EP 4 582 670 A1**

(12)

**DEMANDE DE BREVET EUROPEEN**

(43) Date de publication:  
**09.07.2025 Bulletin 2025/28**

(51) Classification Internationale des Brevets (IPC):  
**F01D 5/14** (2006.01) **F01D 9/04** (2006.01)

(21) Numéro de dépôt: **24305024.2**

(52) Classification Coopérative des Brevets (CPC):  
**F01D 5/146; F01D 9/041; F05D 2250/31;**  
**F05D 2250/312; F05D 2250/314**

(22) Date de dépôt: **08.01.2024**

(84) Etats contractants désignés:  
**AL AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB**  
**GR HR HU IE IS IT LI LT LU LV MC ME MK MT NL**  
**NO PL PT RO RS SE SI SK SM TR**  
Etats d'extension désignés:  
**BA**  
Etats de validation désignés:  
**KH MA MD TN**

(72) Inventeurs:  
• **CAZZOLA, Matteo**  
**77550 Moissy-Cramayel (FR)**  
• **TALBOTEC, Jérôme Jean-Yves**  
**77550 Moissy-Cramayel (FR)**  
• **DUBOSC, Matthieu Pierre Michel**  
**77550 Moissy-Cramayel (FR)**  
• **AL RIFAI, Anis Canaan**  
**4041 Herstal (BE)**

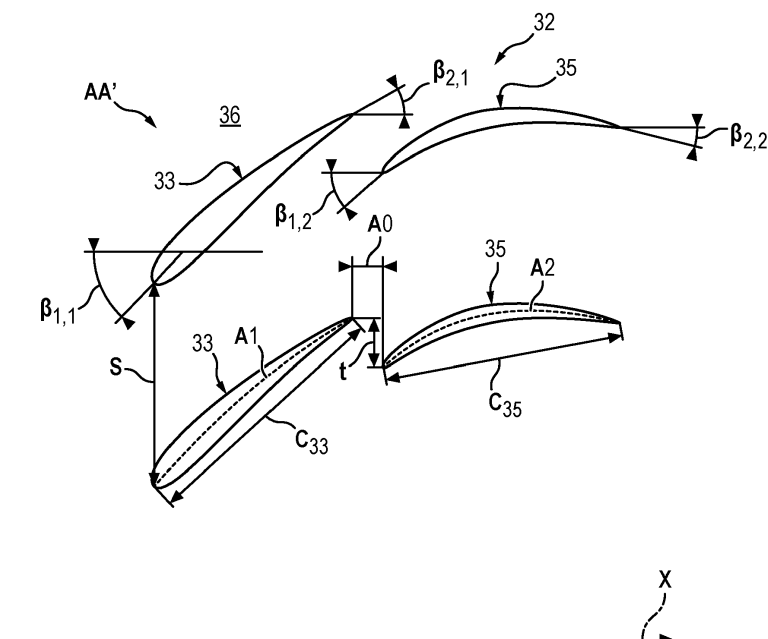
(71) Demandeurs:  
• **SAFRAN AIRCRAFT ENGINES**  
**75015 Paris (FR)**  
• **Safran Aero Boosters**  
**4041 Herstal (BE)**

(74) Mandataire: **Regimbeau**  
**20, rue de Chazelles**  
**75847 Paris Cedex 17 (FR)**

(54) **ENSEMBLE STATORIQUE DE TURBOMACHINE COMPORTANT DES RANGÉES D'AUBES EN TANDEM**

(57) L'invention concerne un ensemble statorique (32) de turbomachine, caractérisé en ce qu'il comporte : des supports interne et externe ; deux rangées d'aubes statoriques (33, 35) successives définissant une configuration en tandem, comprenant une rangée annulaire

d'aubes amont (33) s'étendant sensiblement radialement entre les supports interne et externe, et une rangée annulaire d'aubes aval (35), situées en aval des aubes amont (33), s'étendant sensiblement radialement entre les supports interne et externe.

**FIG. 3**

## Description

### DOMAINE TECHNIQUE DE L'INVENTION

**[0001]** La présente invention se rapporte au domaine général des turbomachines, et plus spécifiquement au domaine des redresseurs ou stators de turbomachine, notamment les redresseurs ou stators de compresseur de turbomachine.

**[0002]** L'invention s'applique à tout type de turbomachines aéronautiques, et notamment aux turbomachines d'aéronef telles que les turbo réacteurs et les turbopropulseurs. L'invention peut s'appliquer à des turbomachines d'aéronef comportant au moins une hélice non carénée, et également un doublet d'hélices corotatives ou contrarotatives non carénées, ce type de turbomachine étant également dénommé « à soufflante(s) non carénée(s) », ou portant encore les appellations anglaises « open rotor » ou « propfan ».

**[0003]** L'invention propose ainsi un ensemble statorique de turbomachine comportant des rangées successives d'aubes statoriques dans une configuration en tandem, un compresseur de turbomachine comportant un tel ensemble statorique, ainsi qu'une turbomachine comportant un tel ensemble statorique ou un tel compresseur.

### ÉTAT DE LA TECHNIQUE

**[0004]** Le changement climatique est une préoccupation majeure pour de nombreux organes législatifs et de régulation à travers le monde. En effet, diverses restrictions sur les émissions de carbone ont été, sont ou seront adoptées par divers états. En particulier, une norme ambitieuse s'applique à la fois aux nouveaux types d'avions mais aussi ceux en circulation nécessitant de devoir mettre en oeuvre des solutions technologiques afin de les rendre conformes aux réglementations en vigueur. L'aviation civile se mobilise depuis maintenant plusieurs années pour apporter une contribution à la lutte contre le changement climatique.

**[0005]** Les efforts de recherche technologique ont déjà permis d'améliorer de manière très significative les performances environnementales des avions. La Déposante prend en considération les facteurs impactant dans toutes les phases de conception et de développement pour obtenir des composants et des produits aéronautiques moins énergivores, plus respectueux de l'environnement et dont l'intégration et l'utilisation dans l'aviation civile ont des conséquences environnementales modérées dans un but d'amélioration de l'efficacité énergétique des avions.

**[0006]** Par voie de conséquence, la Déposante travaille en permanence à la réduction de son incidence climatique négative par l'emploi de méthodes et l'exploitation de procédés de développement et de fabrication vertueux et minimisant les émissions de gaz à effet de serre au minimum possible pour réduire l'empreinte en-

vironnementale de son activité.

**[0007]** Ces travaux de recherche et de développement soutenus portent à la fois sur les nouvelles générations de moteurs d'avions, l'allègement des appareils, notamment par les matériaux employés et les équipements embarqués allégés, le développement de l'emploi des technologies électriques pour assurer la propulsion, et, indispensables compléments aux progrès technologiques, les biocarburants aéronautiques.

**[0008]** Ainsi, afin de diminuer l'encombrement et le poids d'une turbomachine, il est possible de rendre les modules de turbomachine plus compacts, et en particulier les compresseurs, notamment basse pression, en diminuant le nombre d'étages de compression. Ceci nécessite néanmoins, afin d'obtenir un taux de compression équivalent avec moins d'étages, d'entraîner le rotor plus vite en rotation.

**[0009]** Il est possible d'envisager des vitesses proches de la vitesse du son. Le compresseur est alors dit transsonique lorsqu'au moins une partie radialement externe du rotor se déplace à une vitesse supérieure à celle du son.

**[0010]** Les compresseurs transsoniques se caractérisent par une charge importante sur les aubes rotoriques et statoriques car celles-ci doivent accélérer et redresser un flux d'air sur une plus courte distance axiale. Cette charge est encore supérieure lorsque le compresseur comprend des aubes à orientation variable, qui en fonction du régime moteur, imposent une grande déviation au flux et dont le redressement induit donc une charge encore plus grande. Dans ce contexte, la cambrure des aubes doit être importante mais une cambrure trop grande présente le risque d'atteindre des conditions limites d'écoulement, conditions dans lesquelles le flux d'air se décolle des aubes sous l'effet du gradient adverse de pression statique. En cas de décollement de la couche limite, l'accélération et/ou le redressement du flux n'est plus garanti, ce qui nuit au rendement du compresseur.

**[0011]** Aussi, un écart trop important en angle d'incidence, appelé encore « swing » en anglais, entre deux points extrêmes de fonctionnement de la turbomachine associé à une forte déviation à réaliser peut s'avérer problématique au niveau du compresseur, et davantage encore si, à la plage d'incidence à tolérer, s'ajoute un ralentissement trop difficile à gérer. En particulier, un point en forte incidence négative couplé avec un grand nombre de Mach en entrée peut générer des blocages soniques tout comme un point à forte incidence positive couplé avec un grand ralentissement à gérer peut présenter un fort risque de décollement. L'opérabilité du compresseur ainsi que la fonction de redressement pour l'alimentation correcte des parties situées en aval peuvent alors être mises en danger.

**[0012]** Un endroit particulièrement critique à ce sujet est le dernier étage de compression du compresseur qui doit impérativement restituer un flux sensiblement axial.

**[0013]** Pour redresser un flux dans un tel compresseur

en limitant la charge aérodynamique subie par les aubes, il est possible de prévoir un redresseur dit « en tandem ». Il s'agit d'une succession de deux rangées ou grilles d'aubes statoriques dont chacune participe partiellement au redressement du flux. De tels exemples sont décrits notamment dans les demandes de brevet BE 1 030 421 A1, EP 2 913 480 A1, EP 2 409 002 A1, US 2020/0240283 A1 et DE 10 2018 108 940 A1.

**[0014]** Ainsi, une première grille d'aubes, dont le but est d'accueillir un écoulement avec une forte variation de l'angle d'incidence, est suivie d'une deuxième grille d'aubes qui est chargée de compléter la déviation restante avec un fonctionnement toujours adapté grâce au travail de filtrage de l'incidence de la première grille.

**[0015]** Cependant, la mise en place d'une telle configuration tandem nécessite une optimisation fine de plusieurs paramètres géométriques qui contribuent à garantir l'opérabilité demandée au redresseur et sa performance en termes de pertes aérodynamiques.

## EXPOSÉ DE L'INVENTION

**[0016]** L'invention a pour but de remédier au moins partiellement aux besoins mentionnés ci-dessus et aux inconvénients relatifs aux réalisations de l'art antérieur.

**[0017]** A cet effet, l'invention est le résultat des recherches technologiques visant à améliorer de manière très significative les performances des avions et, en ce sens, contribue à la réduction de l'impact environnemental des avions.

**[0018]** En particulier, l'invention vise à proposer une configuration de redresseur ou stator de turbomachine permettant de réaliser la déviation nécessaire de l'écoulement sur tous les points de fonctionnement de la turbomachine, et pour une large plage d'angle d'incidence, pour redresser axialement l'écoulement amont de sorte à alimenter correctement une zone aval. Elle vise ainsi à proposer une conception de redresseur ou stator permettant d'améliorer la compacité de la turbomachine sans nuire au rendement, et ce sur toute la plage d'utilisation, y compris transsonique, de la turbomachine.

**[0019]** L'invention a ainsi pour objet, selon l'un de ses aspects, un ensemble statorique de turbomachine, caractérisé en ce qu'il comporte :

- un support interne et un support externe,
- deux rangées d'aubes statoriques successives définissant une configuration en tandem, comprenant :
  - une rangée annulaire d'aubes amont s'étendant sensiblement radialement entre le support interne et le support externe, chaque aube amont présentant une hauteur radiale, une corde reliant le bord d'attaque au bord de fuite, un angle d'entrée et un angle de sortie,
  - une rangée annulaire d'aubes aval, situées en aval des aubes amont, s'étendant sensiblement radialement entre le support interne et le support

externe, chaque aube aval présentant une hauteur radiale, une corde reliant le bord d'attaque au bord de fuite, un angle d'entrée et un angle de sortie,

un pas angulaire étant défini entre deux aubes amont, ou deux aubes aval, circonférentiellement adjacentes, et une longueur d'espacement circonférentiel entre une aube amont et une aube aval circonférentiellement adjacentes étant définie entre le bord de fuite de l'une de l'aube amont et de l'aube aval et le bord d'attaque de l'autre de l'aube amont et de l'aube aval.

**[0020]** Grâce à l'invention, il est possible de concevoir un principe de redresseur ou stator en configuration tandem capable de tolérer une forte plage d'incidence de l'écoulement et de réaliser une grande déviation de l'écoulement, par le biais de l'optimisation des paramètres de conception des rangées d'aubes constitutives de l'ensemble statorique.

**[0021]** En outre, l'optimisation proposée par l'invention permet d'obtenir de meilleures performances en termes de pertes aérodynamique, de giration résiduelle en sortie et de marge au pompage. De plus, les capacités de la configuration tandem en termes de tenue à l'incidence et à la charge aérodynamique (forte déviation) sont améliorées.

**[0022]** L'ensemble statorique selon l'invention peut en outre comporter l'une ou plusieurs des caractéristiques suivantes prises isolément ou suivant toutes combinaisons techniques possibles.

**[0023]** Le décalage azimutal relatif d'une aube aval par rapport à une aube amont peut être défini comme :  $Da = t/S$ ,  
où :

$t$  est la longueur d'espacement circonférentiel entre l'aube amont et l'aube aval,

$S$  est le pas angulaire défini entre deux aubes amont ou deux aubes aval circonférentiellement adjacentes.

**[0024]** La protection en incidence d'une aube aval par rapport à une aube amont peut être définie comme :  $Pi = \beta_{1,2} - \beta_{2,1}$ ,  
où :

$\beta_{1,2}$  est l'angle d'entrée de l'aube aval,  
 $\beta_{2,1}$  est l'angle de sortie de l'aube amont.

**[0025]** La répartition de déviation entre une aube amont et une aube aval peut être définie comme :

$$Rd = \frac{\Delta\beta_{35}}{\Delta\beta_{33}},$$

où :

$\Delta\beta_{33}$  est la déviation de l'aube amont, égale à la différence entre l'angle de sortie et l'angle d'entrée

de l'aube amont,

$\Delta\beta_{35}$  est la déviation de l'aube aval, égale à la différence entre l'angle de sortie et l'angle d'entrée de l'aube aval.

**[0026]** Le ratio de corde entre une aube amont et une

aube aval peut être défini comme :  
où :

$$Rc = \frac{C_{35}}{C_{33}},$$

$C_{33}$  est la corde de l'aube amont,

$C_{35}$  est la corde de l'aube aval.

**[0027]** En particulier, entre 10% et 90% de la hauteur radiale d'une aube amont et de la hauteur radiale d'une aube aval, le décalage azimuthal peut être choisi de telle sorte que  $0 < Da < 0,50$ , notamment  $0,15 < Da < 0,35$ . De telles valeurs pour le décalage azimuthal permettent en particulier de s'assurer d'avoir une longueur d'espace-circonférentiel qui soit suffisamment faible de sorte à obtenir une continuité de flux tout en étant suffisamment élevée pour limiter ou éviter tout blocage aérodynamique, notamment de type pompage.

**[0028]** Entre 10% et 90% de la hauteur radiale d'une aube amont et de la hauteur radiale d'une aube aval, la protection en incidence peut être choisie de telle sorte que  $0 < \Pi < 12^\circ$ , notamment  $3^\circ < \Pi < 9^\circ$ . De telles valeurs pour la protection en incidence permettent en particulier d'obtenir un angle d'entrée de l'aube aval qui soit proche de l'angle de sortie de l'aube amont, tout en étant cependant plus élevé, de sorte à pouvoir récupérer le flux en sortie et également récupérer une partie du flux qui serait incorrectement dévié par l'aube amont.

**[0029]** Entre 10% et 90% de la hauteur radiale d'une aube amont et de la hauteur radiale d'une aube aval, la répartition de déviation peut être choisie de telle sorte que  $1,1 < Rd < 3,9$ , notamment  $1,7 < Rd < 3,3$ . Afin d'obtenir la déviation aérodynamique voulue tout en tenant l'incidence en amont, la valeur de la répartition de déviation doit être assez élevée pour pouvoir dévier davantage sur l'aube aval tout en restant suffisamment faible pour conserver les contraintes aérodynamiques de déviation maximale d'une aube. L'aube amont peut permettre la tenue en incidence et une possible déviation, tandis que l'aube aval peut permettre la déviation nécessaire.

**[0030]** Entre 10% et 90% de la hauteur radiale d'une aube amont et de la hauteur radiale d'une aube aval, le ratio de corde peut être choisi de telle sorte que  $0,5 < Rc < 1,5$ , notamment  $0,7 < Rc < 1,2$ . De telles valeurs pour le ratio de corde permettent en particulier au stator en configuration tandem de garantir de meilleures performances, notamment en termes de tenue à l'incidence et à la charge aérodynamique.

**[0031]** Le nombre d'aubes amont et le nombre d'aubes aval peut être identique. Le support interne peut être une virole interne, et le support externe peut être une virole

externe ou un carter.

**[0032]** La corde des aubes amont peut être différente de la corde des aubes aval. Autrement dit, le ratio de corde peut être choisi de telle sorte que  $Rc \neq 1$ .

**[0033]** En outre, l'invention a aussi pour objet, selon un autre de ses aspects, un compresseur de turbomachine, notamment un compresseur haute pression ou un compresseur basse pression, caractérisé en ce qu'il comporte un ensemble statorique tel que défini précédemment.

**[0034]** Préférentiellement, le compresseur est un compresseur basse pression.

**[0035]** Préférentiellement encore, l'ensemble statorique appartient au dernier étage de compression du compresseur.

**[0036]** En outre, l'invention a également pour objet, selon un autre de ses aspects, une turbomachine, caractérisée en ce qu'elle comporte un ensemble statorique tel que défini précédemment ou un compresseur tel que défini précédemment.

**[0037]** La turbomachine peut comporter une roue mobile et un bec de séparation, agencé en aval de la roue mobile et séparant un flux d'air annulaire en un flux primaire parcourant une veine interne et un flux secondaire parcourant une veine externe, l'ensemble statorique étant agencé dans la veine interne en amont d'une forme en col de cygne.

**[0038]** Par ailleurs, la turbomachine peut comporter un compresseur haute pression agencé en aval de l'ensemble statorique, la forme en col de cygne étant notamment située entre l'ensemble statorique et le compresseur haute pression.

## BRÈVE DESCRIPTION DES FIGURES

**[0039]** D'autres avantages, buts et caractéristiques particulières de l'invention ressortiront de la description non limitative qui suit d'au moins un mode de mise en oeuvre de la présente invention, en regard des figures annexées, sur lesquelles :

- la figure 1 représente de manière schématique, selon une vue en coupe axiale, un exemple de turbomachine comportant un ensemble statorique conforme à l'invention ;
- la figure 2 illustre de manière schématique, selon une vue transversale par rapport à la direction radiale, un exemple d'ensemble statorique conforme à l'invention comportant deux rangées d'aubes statoriques, seule une aube étant représentée par rangée ;
- la figure 3 est une vue en coupe selon AA' de la figure 2 illustrant de manière très schématique, perpendiculairement à la direction radiale, l'exemple d'ensemble statorique comportant deux rangées d'aubes statoriques, seules deux aubes étant représentées par rangée ; et
- la figure 4 représente de manière schématique, se-

lon une vue en coupe axiale partielle, un exemple d'implantation d'un ensemble statorique conforme à l'invention dans une turbomachine semblable à celle de la figure 1.

**[0040]** Dans l'ensemble de ces figures, des références identiques peuvent désigner des éléments identiques ou analogues.

**[0041]** De plus, les différentes parties représentées sur les figures ne le sont pas nécessairement selon une échelle uniforme, pour rendre les figures plus lisibles.

## DESCRIPTION DÉTAILLÉE DE L'INVENTION

**[0042]** Dans toute la description, donnée à titre d'exemple de réalisation non limitatif, il est noté que les termes amont et aval sont à considérer par rapport à une direction principale F d'écoulement normal des gaz (de l'amont vers l'aval) pour une turbomachine 1. Par ailleurs, on appelle axe X de la turbomachine 1, l'axe de symétrie radiale de la turbomachine 1. La direction axiale de la turbomachine 1 correspond à l'axe de rotation X de la turbomachine 1. Une direction radiale de la turbomachine 1 est une direction perpendiculaire à l'axe X de la turbomachine 1.

**[0043]** En outre, sauf précision contraire, les adjectifs et adverbes axial, radial, axialement et radialement sont utilisés en référence aux directions axiale et radiale précitées. De plus, sauf précision contraire, les termes intérieur et extérieur sont utilisés en référence à une direction radiale de sorte que la partie intérieure d'un élément est plus proche de l'axe X de la turbomachine 1 que la partie extérieure du même élément.

**[0044]** Par ailleurs, le terme hauteur se rapporte à une dimension mesurée selon la direction de plus grande dimension des aubes, qui peut être sensiblement radiale. La corde est le segment de droite reliant le bord d'attaque au bord de fuite dans un plan perpendiculaire à un rayon. La cambrure désigne la courbe médiane reliant le bord d'attaque au bord de fuite à équidistance de l'intrados et de l'extrados.

**[0045]** Sur la figure 1, on a représenté, selon une vue en coupe axiale, un exemple de turbomachine 1 conforme à l'invention.

**[0046]** Un carter intérieur 2 guide un flux primaire F1 parcourant successivement un compresseur basse pression 4, un compresseur haute pression 4', une chambre de combustion 6 et des turbines haute et basse pression 8 avant de s'échapper par une tuyère 10. L'énergie de la combustion entraîne les turbines 8 en rotation autour de l'axe longitudinal X de la turbomachine 1. Les turbines 8 entraînent les compresseurs 4, 4', directement par le biais d'arbres de transmission ou indirectement au moyen d'un réducteur 23. Les turbines 8 entraînent également en rotation un rotor 12 avec des pales de soufflante 14 qui mettent en mouvement un flux secondaire F2.

**[0047]** Un carénage 16 et une nacelle 18 délimitent un

passage 19 qui est parcouru par le flux secondaire F2. Des bras structuraux 20 reprennent les efforts entre la nacelle 18 et le carter intérieur 2.

**[0048]** Une rangée annulaire d'aubes statoriques 22, encore appelées OGV pour « outlet guide vanes » en anglais, est agencée en aval du rotor 12 pour redresser le flux secondaire F2.

**[0049]** La turbomachine 1 présente un bec de séparation 48 pour séparer le flux annulaire F en deux flux primaire F1 et secondaire F2. L'invention peut s'appliquer en aval de tout type de bec de séparation de flux et n'est pas limitée au bec de séparation 48.

**[0050]** Chaque compresseur 4, 4' est formé d'une succession d'étages de compression. Chaque étage comporte des aubes tournantes ou rotoriques fournissant une quantité de mouvement au flux et des aubes fixes ou statoriques redressant la direction d'écoulement du flux.

**[0051]** Dans cet exemple, et de façon nullement limitative, le compresseur basse pression 4 de la turbomachine 1 comporte un dernier étage de compression, comme détaillé par la suite en référence à la figure 4, dans lequel se situe un ensemble statorique 32 conforme à l'invention comprenant des rangées d'aubes en tandem.

**[0052]** Un exemple d'ensemble statorique 32 conforme à l'invention est décrit ci-après en référence aux figures 2 et 3. L'ensemble statorique 32 présente ainsi une configuration en tandem avec deux rangées ou grilles d'aubes statoriques formant une bigrille.

**[0053]** Précisément, une première rangée ou grille d'aubes statoriques amont 33 est prévue, modérément déviante et destinée à accueillir l'écoulement du flux primaire F1 avec une large plage d'angle d'incidence et à fournir à la deuxième rangée ou grille d'aubes statoriques aval 35 une alimentation toujours uniforme en tout point de fonctionnement de la turbomachine 1. La deuxième rangée ou grille d'aubes statoriques 35 fonctionne en incidence quasi-unique, et complète la déviation sans avoir à gérer les variations d'incidence.

**[0054]** Les figures 2 et 3 permettent de définir des paramètres de conception aidant à définir la géométrie de l'ensemble statorique 32, qui forme ici, et de manière non limitative, le stator du dernier étage de compression du compresseur basse pression 4, comprenant également un rotor en amont du stator. Le rotor comporte des aubes rotoriques qui accélèrent l'écoulement du fluide grâce à l'énergie transmise par l'arbre de transmission tandis que le stator transforme l'énergie cinétique en pression grâce à la forme des aubes statoriques 33, 35.

**[0055]** L'ensemble statorique 32 comporte une rangée d'aubes amont 33 et une rangée d'aubes aval 35, s'étendant depuis un support radialement interne 36 jusqu'à un support radialement externe 38, comme visible sur la figure 2. Les supports interne 36 et externe 38 peuvent être des plateformes de fixation à une structure porteuse. Les supports interne 36 et externe 38 peuvent également être des viroles décrivant 360° autour de l'axe X ou des

secteurs angulaires de viroles décrivant quelques degrés ou quelques dizaines de degrés d'angle autour de l'axe X. Les aubes amont 33 et aval 35 sont portées par un support interne commun et par un support externe commun.

**[0056]** La cambrure des aubes statoriques amont 33 et aval 35 est notée respectivement A1 et A2 et est représentée en traits interrompus. Le pas angulaire entre deux aubes amont 33 ou aval 35 circonférentiellement adjacentes est noté S comme visible sur la figure 3, et peut être identique pour les deux rangées d'aubes 33, 35.

**[0057]** La géométrie des aubes statoriques amont 33 peut être décrite en partie par leur angle d'entrée  $\beta_{1,1}$  et leur angle de sortie  $\beta_{2,1}$ . De même, la géométrie des aubes statoriques aval 35 peut être décrite en partie par leur angle d'entrée  $\beta_{1,2}$  et leur angle de sortie  $\beta_{2,2}$ .

**[0058]** L'« angle d'entrée » d'une aube est l'angle formé dans un plan parallèle à l'axe X de la turbomachine 1 et perpendiculaire à un rayon, entre la tangente à la ligne de cambrure et l'axe X, au niveau du bord d'attaque de l'aube. L'« angle de sortie » d'une aube est l'angle formé dans un plan parallèle à l'axe X de la turbomachine 1 et perpendiculaire à un rayon, entre la tangente à la ligne de cambrure et l'axe X, au niveau du bord de fuite de l'aube.

**[0059]** La déviation de chaque aube amont 33, notée  $\Delta\beta_{33}$ , est la différence entre l'angle de sortie  $\beta_{2,1}$  et l'angle d'entrée  $\beta_{1,1}$ . De même, la déviation de chaque aube aval 35, notée  $\Delta\beta_{35}$ , est la différence entre l'angle de sortie  $\beta_{2,2}$  et l'angle d'entrée  $\beta_{1,2}$ . La hauteur radiale, selon un axe radial perpendiculaire à l'axe X, de chaque aube amont 33 et aval 35 est respectivement notée H33 et H35 sur la figure 2.

**[0060]** La corde des aubes amont 33 et aval 35, qui relie le bord d'attaque au bord de fuite, est respectivement notée  $C_{33}$  et  $C_{35}$ . La corde  $C_{33}$  des aubes amont 33 peut être différente de la corde  $C_{35}$  des aubes aval 35. La longueur A0 formée axialement entre les deux rangées d'aubes amont 33 et aval 35 est également représentée sur les figures 2 et 3. Cette longueur A0 peut s'apparenter à une longueur de chevauchement axial lorsque la position des aubes 33, 35 est telle qu'elles se recouvrent au moins partiellement avec ainsi un chevauchement axial sur au moins une partie de leur hauteur radiale. Dans l'exemple représenté aux figures 2 et 3, les rangées d'aubes 33, 35 ne se chevauchent pas.

**[0061]** L'espacement entre le bord de fuite d'une aube amont 33 et le bord d'attaque d'une aube aval 35 adjacente est quantifié par une longueur d'espacement circonférentiel entre aubes du tandem, notée t sur la figure 3, mesurée perpendiculaire à l'axe X de façon similaire à la mesure du pas S entre deux aubes adjacentes d'une même rangée.

**[0062]** Des paramètres de conception sont avantageusement fournies pour l'ensemble statorique 32 conforme à l'invention. Ces paramètres sont déterminés en particulier entre 10% et 90% de la hauteur radiale H33 d'une aube amont 33 et entre 10% et 90% de la hauteur radiale

H35 d'une aube aval 35.

**[0063]** Le décalage azimutal  $D_a$  relatif d'une aube aval 35 par rapport à une aube amont 33 est défini comme :  $D_a = t/S$ . En particulier, le décalage azimutal  $D_a$  est choisi de telle sorte que  $0 < D_a < 0,50$ , notamment  $0,15 < D_a < 0,35$ .

**[0064]** La protection en incidence  $P_i$  d'une aube aval 35 par rapport à une aube amont 33 est définie comme :  $P_i = \beta_{1,2} - \beta_{2,1}$ . En particulier, la protection en incidence  $P_i$  est choisie de telle sorte que  $0 < P_i < 12^\circ$ , notamment  $3^\circ < P_i < 9^\circ$ .

**[0065]** La répartition de déviation  $R_d$  entre une aube amont 33 et une aube aval 35 est définie comme :

$$R_d = \frac{\Delta\beta_{35}}{\Delta\beta_{33}}$$

En particulier, la répartition de déviation  $R_d$  est choisie de telle sorte que  $1,1 < R_d < 3,9$ , notamment  $1,7 < R_d < 3,3$ .

**[0066]** Le ratio de corde  $R_c$  entre une aube amont 33 et

$$R_c = \frac{C_{35}}{C_{33}}$$

une aube aval 35 est défini comme : En particulier, le ratio de corde  $R_c$  est choisi de telle sorte que  $0,5 < R_c < 1,5$ , notamment  $0,7 < R_c < 1,2$ .

**[0067]** La figure 4 illustre un exemple d'implantation possible de l'ensemble statorique 32 conforme à l'invention dans une turbomachine 1 telle que celle représentée sur la figure 1, préférentiellement en aval d'un séparateur de flux.

**[0068]** Le flux annulaire F est scindé en deux flux F1 et F2. Le flux annulaire F s'écoule dans une veine annulaire 42, et les flux F1, F2 s'écoulent respectivement dans une veine annulaire primaire 44 et une veine annulaire secondaire 46. La séparation des flux est effectuée par le bec de séparation 48.

**[0069]** Directement ou non en amont du bec de séparation 48 se situe un ensemble tournant ou rotorique se présentant sous la forme d'une roue mobile 50, en particulier une soufflante, dont les aubes 52 s'étendent radialement en amont des veines annulaires primaire 44 et secondaire 46.

**[0070]** L'ensemble statorique 32, constitué d'une rangée annulaire d'aubes statoriques 33 et d'une rangée d'aubes statoriques 35 formant le tandem, est préférentiellement agencé dans la veine annulaire primaire 44, dans le compresseur basse pression 4 comprenant également des aubes rotoriques 30, et précède une forme en col de cygne 54 qui est agencée en amont du compresseur haute pression 4'. Ainsi, l'ensemble statorique 32 constitue les dernières aubes 33, 35 du compresseur basse pression 4 et permet de redresser axialement le flux primaire F1 venant des étages amont afin d'alimenter correctement le col de cygne 54 situé à l'aval.

**[0071]** Le compresseur basse pression 4 peut comporter des aubes statoriques à calage variable, ou encore VSV pour « Variable Stator Vanes » en anglais, et l'ensemble statorique 32 peut comporter les seules aubes statoriques du compresseur basse pression 4 qui ne sont pas à calage variable. Le compresseur basse pression 4

peut comporter entre 1 et 4 étages de compression, formés chacun d'au moins une rangée ou grille annulaire d'aubes rotoriques directement suivies d'au moins une rangée ou grille d'aubes statoriques.

[0072] Bien entendu, l'invention n'est pas limitée aux exemples de réalisation qui viennent d'être décrits. Diverses modifications peuvent y être apportées par l'homme du métier.

## Revendications

### 1. Ensemble statorique (32) de turbomachine (1), **caractérisé en ce qu'il** comporte :

- un support interne (36) et un support externe (38),
- deux rangées d'aubes statoriques (33, 35) successives définissant une configuration en tandem, comprenant :

- une rangée annulaire d'aubes amont (33) s'étendant sensiblement radialement entre le support interne (36) et le support externe (38), chaque aube amont (33) présentant une hauteur radiale (H33), une corde (C<sub>33</sub>) reliant le bord d'attaque au bord de fuite, un angle d'entrée ( $\beta_{1,1}$ ) et un angle de sortie ( $\beta_{2,1}$ ),

- une rangée annulaire d'aubes aval (35), situées en aval des aubes amont (33), s'étendant sensiblement radialement entre le support interne (36) et le support externe (38), chaque aube aval (35) présentant une hauteur radiale (H35), une corde (C<sub>35</sub>) reliant le bord d'attaque au bord de fuite, un angle d'entrée ( $\beta_{1,2}$ ) et un angle de sortie ( $\beta_{2,2}$ ),

un pas angulaire (S) étant défini entre deux aubes amont (33), ou deux aubes aval (35), circonférentiellement adjacentes, et une longueur d'espacement circonférentiel (t) entre une aube amont (33) et une aube aval (35) circonférentiellement adjacentes étant définie entre le bord de fuite de l'une de l'aube amont (33) et de l'aube aval (35) et le bord d'attaque de l'autre de l'aube amont (33) et de l'aube aval (35),

dans lequel, entre 10% et 90% de la hauteur radiale (H33) d'une aube amont (33) et de la hauteur radiale (H35) d'une aube aval (35), le décalage azimutal (Da) relatif d'une aube aval (35) par rapport à une aube amont (33) est défini comme :

$$Da = t/S$$

où :

t est la longueur d'espacement circonférentiel entre l'aube amont (33) et l'aube aval (35), S est le pas angulaire défini entre deux aubes amont (33) ou deux aubes aval (35) circonférentiellement adjacentes, et dans lequel le décalage azimutal (Da) est choisi de telle sorte que  $0 < Da < 0,50$ .

### 2. Ensemble statorique (32) selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** le décalage azimutal (Da) est choisi de telle sorte que $0,15 < Da < 0,35$ .

### 3. Ensemble statorique (32) selon la revendication 1 ou 2, **caractérisé en ce que**, entre 10% et 90% de la hauteur radiale (H33) d'une aube amont (33) et de la hauteur radiale (H35) d'une aube aval (35), la protection en incidence (Pi) d'une aube aval (35) par rapport à une aube amont (33) est définie comme :

$$Pi = \beta_{1,2} - \beta_{2,1}$$

où:

$\beta_{1,2}$  est l'angle d'entrée de l'aube aval (35),  $\beta_{2,1}$  est l'angle de sortie de l'aube amont (33), et **en ce que** la protection en incidence (Pi) est choisie de telle sorte que  $0 < Pi < 12^\circ$ .

### 4. Ensemble statorique (32) selon la revendication 3, **caractérisé en ce que** la protection en incidence (Pi) est choisie de telle sorte que $3^\circ < Pi < 9^\circ$ .

### 5. Ensemble statorique (32) selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce que**, entre 10% et 90% de la hauteur radiale (H33) d'une aube amont (33) et de la hauteur radiale (H35) d'une aube aval (35), la répartition de déviation (Rd) entre une aube amont (33) et une aube aval (35) est définie comme :

$$Rd = \frac{\Delta\beta_{35}}{\Delta\beta_{33}}$$

où :

$\Delta\beta_{33}$  est la déviation de l'aube amont (33), égale à la différence entre l'angle de sortie ( $\beta_{2,1}$ ) et l'angle d'entrée ( $\beta_{1,1}$ ) de l'aube amont (33),  $\Delta\beta_{35}$  est la déviation de l'aube aval (35), égale à la différence entre l'angle de sortie ( $\beta_{2,2}$ ) et l'angle d'entrée ( $\beta_{1,2}$ ) de l'aube aval (35), et **en ce que** la répartition de déviation (Rd) est choisie de telle sorte que  $1,1 < Rd < 3,9$ .

6. Ensemble statorique (32) selon la revendication 5, **caractérisé en ce que** la répartition de déviation (Rd) est choisie de telle sorte que  $1,7 < Rd < 3,3$ .

**caractérisée en ce qu'elle** comporte un compresseur haute pression (4') agencé en aval de l'ensemble statorique (32).

7. Ensemble statorique (32) selon l'une quelconque des revendications précédentes, **caractérisé en ce que**, entre 10% et 90% de la hauteur radiale (H33) d'une aube amont (33) et de la hauteur radiale (H35) d'une aube aval (35), le ratio de corde (Rc) entre une aube amont (33) et une aube aval (35) est défini comme :

5 15. Turbomachine (1) selon les revendications 13 et 14, **caractérisée en ce que** la forme en col de cygne (58) est située entre l'ensemble statorique (32) et le compresseur haute pression (4').

$$Rc = \frac{C_{35}}{C_{33}}$$

15

où :

$C_{33}$  est la corde de l'aube amont (33),  
 $C_{35}$  est la corde de l'aube aval (35),  
 et **en ce que** le ratio de corde (Rc) est choisi de telle sorte que  $0,5 < Rc < 1,5$ .

20

8. Ensemble statorique (32) selon la revendication 7, **caractérisé en ce que** le ratio de corde (Rc) est choisi de telle sorte que  $0,7 < Rc < 1,2$ .

25

9. Compresseur (4) de turbomachine (1), **caractérisé en ce qu'il** comporte un ensemble statorique (32) selon l'une quelconque des revendications précédentes.

30

10. Compresseur (4) selon la revendication 9, **caractérisé en ce que** le compresseur (4) est un compresseur basse pression.

35

11. Compresseur (4) selon la revendication 9 ou 10, **caractérisé en ce que** l'ensemble statorique (32) appartient au dernier étage de compression du compresseur (4).

40

12. Turbomachine (1), **caractérisée en ce qu'elle** comporte un ensemble statorique (32) selon l'une quelconque des revendications 1 à 8 ou un compresseur (4) selon l'une quelconque des revendications 9 à 11.

45

13. Turbomachine (1) selon la revendication 12, **caractérisée en ce qu'elle** comporte une roue mobile (50) et un bec de séparation (48), agencé en aval de la roue mobile (50) et séparant un flux d'air annulaire (F) en un flux primaire (F1) parcourant une veine interne (44) et un flux secondaire (F2) parcourant une veine externe (46), l'ensemble statorique (32) étant agencé dans la veine interne (44) en amont d'une forme en col de cygne (58).

50

55

14. Turbomachine (1) selon la revendication 12 ou 13,



FIG. 1

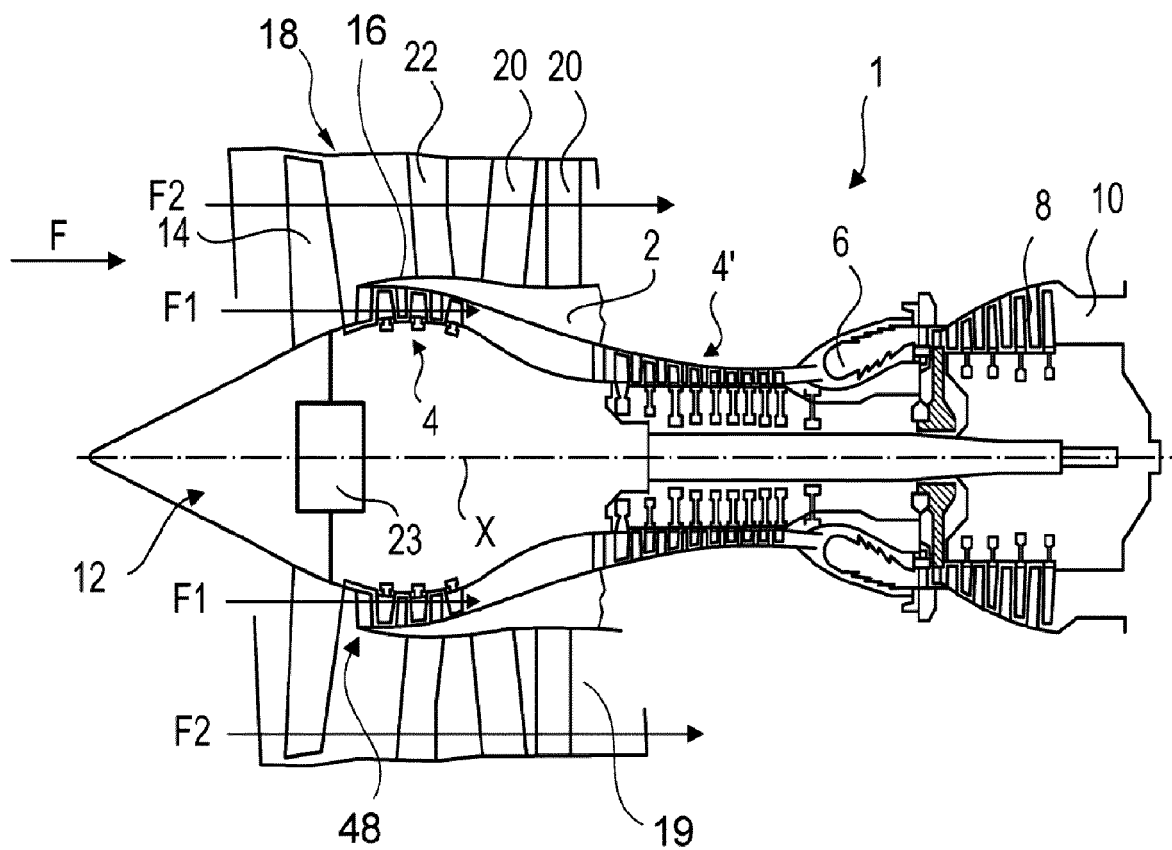


FIG. 2

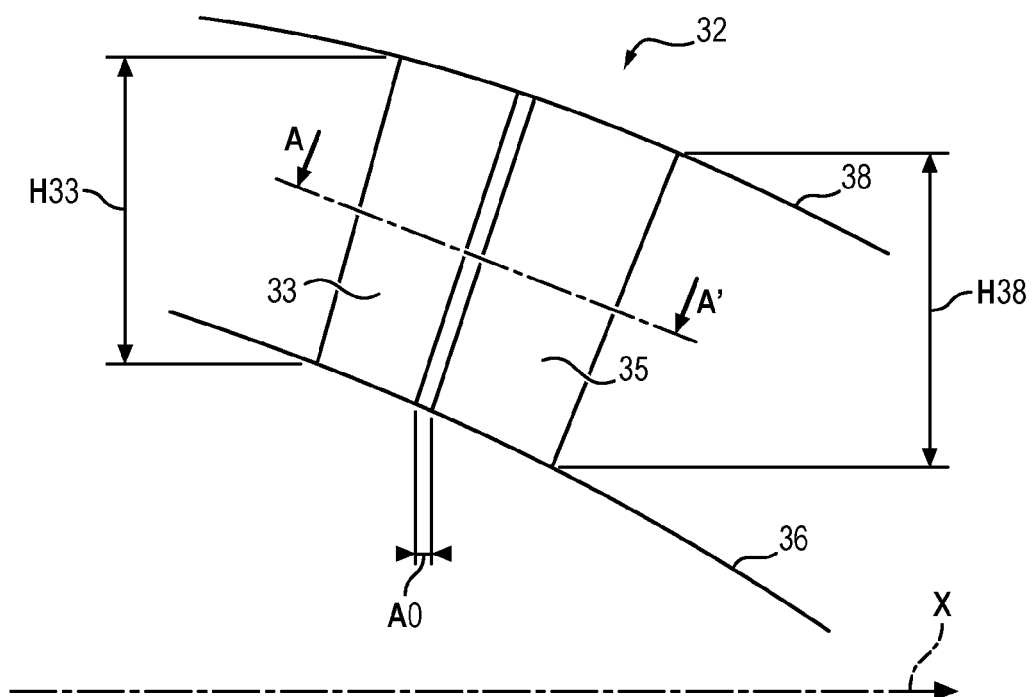


FIG. 3

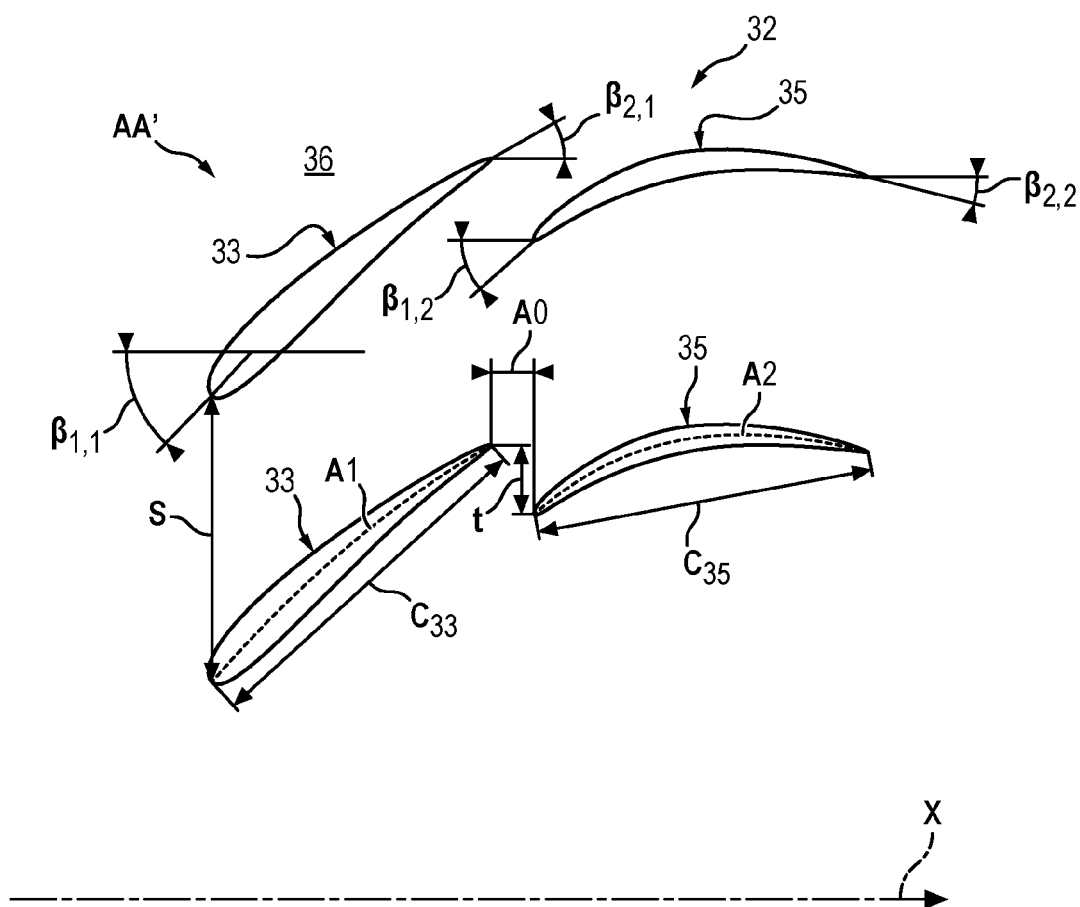
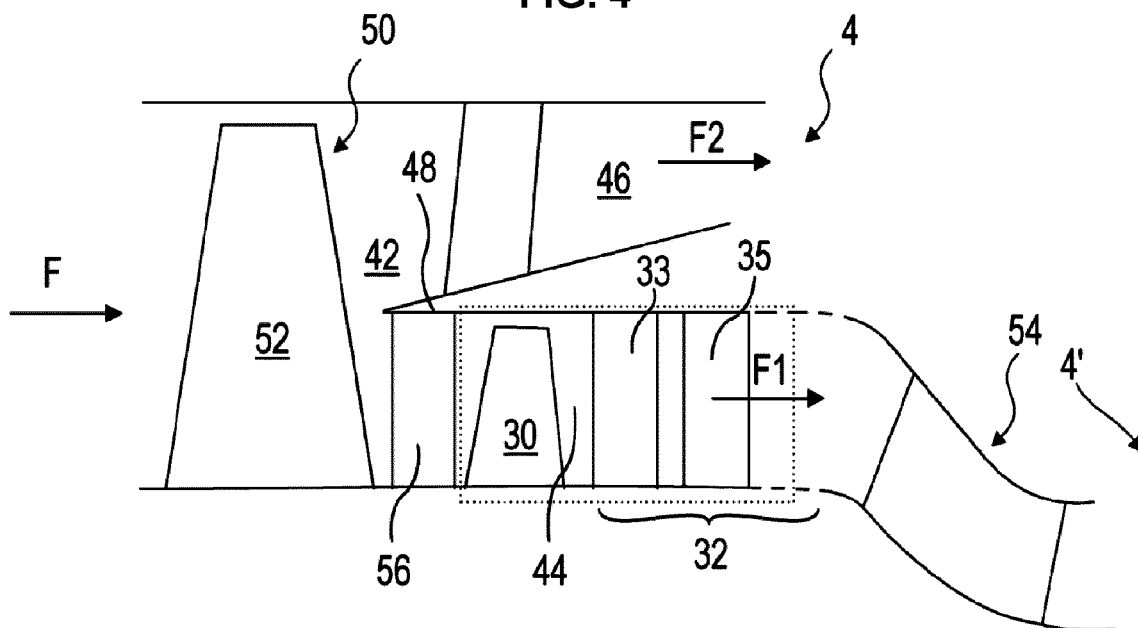


FIG. 4





## RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande

EP 24 30 5024

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

| DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS                                                                                                                                                                                                                                |                                                                                                                                                 |                                                                                                                                                                                                                                                                 |                                                          |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------|
| Catégorie                                                                                                                                                                                                                                                            | Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes                                                                 | Revendication concernée                                                                                                                                                                                                                                         | CLASSEMENT DE LA DEMANDE (IPC)                           |
| X                                                                                                                                                                                                                                                                    | DE 10 2014 206217 B4 (DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E V [DE])<br>15 septembre 2016 (2016-09-15)                                     | 1,2,9                                                                                                                                                                                                                                                           | INV.<br>F01D5/14<br>F01D9/04                             |
| Y                                                                                                                                                                                                                                                                    | * alinéa [0011] - alinéa [0057]; figures *                                                                                                      | 3-8,<br>10-15                                                                                                                                                                                                                                                   |                                                          |
| Y                                                                                                                                                                                                                                                                    | WO 2023/193997 A1 (SAFRAN AERO BOOSTERS [BE]) 12 octobre 2023 (2023-10-12)<br>* le document en entier *                                         | 3-8,<br>10-15                                                                                                                                                                                                                                                   |                                                          |
| X                                                                                                                                                                                                                                                                    | DE 10 2018 108940 A1 (ROLLS ROYCE DEUTSCHLAND LTD & CO KG [DE])<br>17 octobre 2019 (2019-10-17)<br>* alinéas [0017], [0024] - [0047]; figures * | 1                                                                                                                                                                                                                                                               |                                                          |
| X                                                                                                                                                                                                                                                                    | EP 0 823 540 B1 (KAWASAKI HEAVY IND LTD [JP]) 15 septembre 2004 (2004-09-15)<br>* alinéa [0020] - alinéa [0028]; figures *                      | 1                                                                                                                                                                                                                                                               |                                                          |
| A                                                                                                                                                                                                                                                                    | EP 2 626 514 A1 (MTU AERO ENGINES GMBH [DE]) 14 août 2013 (2013-08-14)<br>* le document en entier *                                             | 1-15                                                                                                                                                                                                                                                            | DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (IPC)<br><br>F01D<br>F04D |
| Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications                                                                                                                                                                                                       |                                                                                                                                                 |                                                                                                                                                                                                                                                                 |                                                          |
| Lieu de la recherche<br><b>Munich</b>                                                                                                                                                                                                                                |                                                                                                                                                 | Date d'achèvement de la recherche<br><b>29 juillet 2024</b>                                                                                                                                                                                                     | Examineur<br><b>Teissier, Damien</b>                     |
| CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES<br>X : particulièrement pertinent à lui seul<br>Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie<br>A : arrière-plan technologique<br>O : divulgation non-écrite<br>P : document intercalaire |                                                                                                                                                 | T : théorie ou principe à la base de l'invention<br>E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date<br>D : cité dans la demande<br>L : cité pour d'autres raisons<br>& : membre de la même famille, document correspondant |                                                          |

EPO FORM 1503 03.82 (P04C02)

# **ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET EUROPEEN NO.**

EP 24 30 5024

5 La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de  
recherche européenne visé ci-dessus.  
Lesdits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du  
Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets.

29-07-2024

| Document brevet cité<br>au rapport de recherche | Date de<br>publication | Membre(s) de la<br>famille de brevet(s)                                                            | Date de<br>publication                                                           |
|-------------------------------------------------|------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------|
| DE 102014206217 B4                              | 15-09-2016             | AUCUN                                                                                              |                                                                                  |
| WO 2023193997 A1                                | 12-10-2023             | BE 1030421 A1<br>WO 2023193997 A1                                                                  | 27-10-2023<br>12-10-2023                                                         |
| DE 102018108940 A1                              | 17-10-2019             | AUCUN                                                                                              |                                                                                  |
| EP 0823540 B1                                   | 15-09-2004             | CA 2208113 A1<br>DE 69730663 T2<br>EP 0823540 A2<br>JP 2954539 B2<br>JP H1054301 A<br>US 6099249 A | 09-02-1998<br>22-09-2005<br>11-02-1998<br>27-09-1999<br>24-02-1998<br>08-08-2000 |
| EP 2626514 A1                                   | 14-08-2013             | EP 2626514 A1<br>US 2013209241 A1                                                                  | 14-08-2013<br>15-08-2013                                                         |

EPO FORM P0460

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82

**RÉFÉRENCES CITÉES DANS LA DESCRIPTION**

*Cette liste de références citées par le demandeur vise uniquement à aider le lecteur et ne fait pas partie du document de brevet européen. Même si le plus grand soin a été accordé à sa conception, des erreurs ou des omissions ne peuvent être exclues et l'OEB décline toute responsabilité à cet égard.*

**Documents brevets cités dans la description**

- BE 1030421 A1 [0013]
- EP 2913480 A1 [0013]
- EP 2409002 A1 [0013]
- US 20200240283 A1 [0013]
- DE 102018108940 A1 [0013]