

(19)



(11)

EP 4 682 352 A1

(12)

DEMANDE DE BREVET EUROPEEN

(43) Date de publication:
21.01.2026 Bulletin 2026/04

(51) Classification Internationale des Brevets (IPC):
F01D 9/04^(2006.01) F01D 17/16^(2006.01)

(21) Numéro de dépôt: **25189692.4**

(52) Classification Coopérative des Brevets (CPC):
F01D 9/041; F01D 17/162; F05D 2220/3216

(22) Date de dépôt: **15.07.2025**

(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:
GE KH LA MA MD TN

(71) Demandeur: **Safran Aero Boosters
4041 Herstal (BE)**

(72) Inventeurs:
• **PRINCIVALLE, Rémy Henri Pierre
4041 Herstal (BE)**
• **TERLINDEN, Guillaume Pierre Georges Benoit
4041 Herstal (BE)**

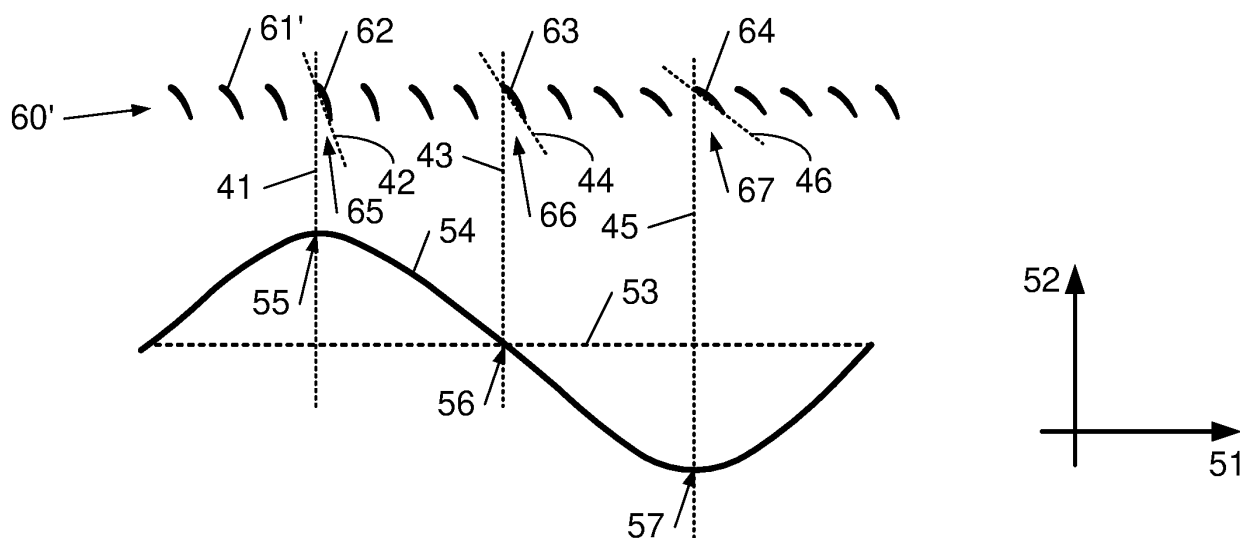
(30) Priorité: **17.07.2024 BE 202405467**

(74) Mandataire: **Gevers Patents
De Kleetlaan 7A
1831 Diegem (BE)**

(54) CALAGE INHOMOGÈNE D'AUBES D'UN STATOR D'UNE TURBOMACHINE D'AÉRONEF

(57) La présente invention concerne un ensemble (1) pour un compresseur (120, 130) d'une turbomachine d'aéronef (100) et comprenant : un stator (10) comprenant une rangée d'aubes (121), chacune desdites aubes étant disposée suivant un angle de calage (65, 66, 67) ; et un rotor (20) comprenant une rangée d'aubes (122) et

situé en aval du stator (10) le long d'une direction axiale ; caractérisé en ce que l'angle de calage des aubes du stator (10) est inhomogène le long d'une direction circonférentielle et est fonction d'une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor (20).

**Fig. 5**

Description

Domaine technique

[0001] La présente invention concerne un ensemble pour un compresseur d'une turbomachine d'aéronef et comprenant un stator et un rotor situé en aval du stator.

Etat de la technique

[0002] Dans l'état de la technique, un rotor est généralement conçu en supposant une homogénéité circumférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, i.e. une distorsion nulle dudit écart de pression statique. Toutefois, étant donné qu'il est connu d'un homme du métier que la distorsion d'écart de pression statique entre l'amont et l'aval d'un rotor peut ne pas être homogène le long d'une direction circumférentielle, par exemple en raison d'un bras situé en amont ou en aval du rotor, une marge en stabilité est prise en compte lors de la conception du rotor, ladite marge étant quantifiée en fonction de l'amplitude maximale de la distorsion circumférentielle d'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor.

[0003] En pratique, la distorsion circumférentielle d'écart de pression statique entre l'amont et l'aval d'un rotor peut atteindre 10% de la valeur moyenne dudit écart de pression statique. Dans un tel cas, un rotor peut être porté localement, en vis-à-vis du pic d'écart de pression statique, à une valeur jusqu'à 5% supérieure ou inférieure à l'écart de pression statique moyen pour lequel ledit rotor a été conçu, consommant ainsi une part conséquente de sa marge en stabilité. Il est alors nécessaire de contraindre la conception du rotor avec une plus grande marge en stabilité, ce qui peut dégrader le rendement du rotor.

[0004] Il existe donc un besoin de pouvoir concevoir avec un meilleur rendement un rotor exposé à une distorsion circumférentielle d'un écart de pression statique entre son amont et son aval.

Exposé de l'invention

[0005] À cet effet, l'invention propose un ensemble pour un compresseur d'une turbomachine d'aéronef et comprenant : un stator comprenant une rangée d'aubes, chacune desdites aubes étant disposée suivant un angle de calage ; et un rotor comprenant une rangée d'aubes et situé en aval du stator le long d'une direction axiale ; caractérisé en ce que l'angle de calage des aubes du stator est inhomogène le long d'une direction circumférentielle et est fonction d'une distorsion circumférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, en ce qu'une aube du stator a un calage (ou autrement dit une orientation) plus axial pour (ou autrement dit face à) une valeur locale de l'écart de pression statique plus élevée qu'une valeur moyenne de l'écart de pression statique, en ce qu'une aube du stator a un

calage (ou autrement dit une orientation) plus circumférentiel pour (ou autrement dit face à) une valeur locale de l'écart de pression statique plus faible qu'une valeur moyenne de l'écart de pression statique, en ce que l'angle de calage inhomogène des aubes du stator est fixé (ou autrement dit imposé, ou déterminé) au montage du stator afin de tenir compte de la distorsion circumférentielle de l'écart de pression statique, et en ce que le stator est destiné à (ou autrement dit apte à, ou prévu pour) être le stator le plus en amont au sein du compresseur le long de la direction axiale, ou autrement dit le long d'un flux d'air traversant le compresseur lors de son fonctionnement normal.

[0006] Préférentiellement, dans l'ensemble selon l'invention, le rotor est situé directement en aval du stator, i.e. suit directement le stator le long de la direction axiale.

[0007] Généralement, un compresseur d'une turbomachine d'aéronef peut comprendre une pluralité de couples stator-rotor et donc une pluralité d'ensembles selon l'invention. En particulier, le stator compris dans l'ensemble selon l'invention est destiné à (ou autrement dit apte à, ou prévu pour) être le stator le plus en amont au sein d'un compresseur (en particulier un compresseur basse pression) le long d'un flux d'air traversant le compresseur lors de son fonctionnement normal. De préférence, le stator compris dans l'ensemble selon l'invention est le stator situé le plus en amont le long d'un flux d'air primaire traversant un compresseur (en particulier un compresseur basse pression) pour ou compris dans une turbomachine d'aéronef. Autrement dit, le stator compris dans l'ensemble selon l'invention est de préférence l'IGV du flux primaire. Le terme « IGV » signifie « Inlet Guide Vanes », ce qui peut être traduit par « dispositif à aubes de guidage d'entrée », ce terme étant connu d'un homme du métier. Le terme « flux primaire » désigne le flux d'air traversant les éléments situés au cœur d'une turbomachine - comme par exemple un compresseur, une chambre de combustion, ou une turbine - le long de l'axe moteur de la turbomachine, ce terme étant également connu d'un homme du métier.

[0008] La distorsion circumférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor peut être causée par la présence d'un obstacle, comme par exemple un bras, en amont ou en aval du rotor. Cette distorsion circumférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor peut être déterminée par calcul lors de la conception du rotor compris dans l'ensemble selon l'invention. Par ailleurs, un angle de calage inhomogène des aubes du stator le long d'une direction circumférentielle signifie qu'un angle de calage des aubes du stator varie le long de la direction circumférentielle et n'est donc pas homogène le long de la direction circumférentielle. Selon l'invention, l'inhomogénéité de l'angle de calage des aubes du stator est imposée au montage du stator. En outre, selon l'invention, l'inhomogénéité de l'angle de calage des aubes du stator peut concerner une partie des aubes du stator ou l'ensemble des aubes du stator.

[0009] Préférentiellement, les aubes du stator sont réparties de manière homogène (ou uniforme) le long de la circonférence du stator. Autrement dit, les aubes du stator sont de préférence équiespacées le long de la circonférence du stator. Plus précisément, l'écart entre des aubes successives du stator le long d'une direction circonférentielle est de préférence homogène (ou uniforme), voire même identique. Ceci n'empêche pas l'angle de calage des aubes du stator d'être inhomogène le long d'une direction circonférentielle.

[0010] Dans le cadre du présent document, le terme « local » désigne un point le long d'une direction. Ainsi, un écart de pression local le long d'une direction circonférentielle désigne l'écart de pression en un point le long de la direction circonférentielle. De même, un débit local d'un rotor le long d'une direction circonférentielle désigne le débit traversant le rotor en un point le long de la direction circonférentielle.

[0011] Selon l'invention, un débit local d'un rotor est adapté à un écart local de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor en faisant varier un angle de calage des aubes d'un stator situé en amont du rotor, un calage plus axial d'une aube augmentant le débit local au droit de l'aube, un calage plus circonférentiel d'une aube diminuant le débit local au droit de l'aube. Dans le cas d'un rotor exposé à une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre son amont et son aval, i.e. un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor inhomogène le long d'une direction circonférentielle, l'invention propose d'équilibrer le débit local du rotor avec la valeur locale de l'écart de pression statique le long de la direction circonférentielle en faisant varier l'angle de calage des aubes d'un stator situé en amont du rotor en fonction de la valeur locale au droit de chacune des aubes du stator dudit écart de pression statique, résultant ainsi en un calage inhomogène des aubes du stator le long de la direction circonférentielle. En effet, une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entraîne une variation de la valeur locale de l'écart de pression statique autour d'une valeur moyenne dudit écart, ladite valeur locale pouvant être plus élevée que, égale à, ou plus faible que ladite valeur moyenne.

[0012] Dans le cadre du présent document, l'angle de calage d'une aube d'un stator est défini comme l'angle compris entre une corde de l'aube et l'axe de révolution du stator, une corde d'une aube étant un segment de droite reliant le bord d'attaque et le bord de fuite de l'aube et compris dans un plan perpendiculaire à un axe longitudinal (ou autrement dit radial) de l'aube. Une aube de stator peut être orientée dans une direction plus parallèle à l'axe de révolution du stator, auquel cas, dans le cadre du présent document, on parlera d'une « orientation plus axiale » ou d'un « calage plus axial » de l'aube, ce qui correspond à un angle de calage réduit (ou autrement dit plus faible). En outre, une aube de stator peut prendre une orientation plus perpendiculaire à l'axe de révolution du stator, auquel cas, dans le cadre du présent document, on parlera d'une « orientation plus circonféren-

tielle » ou d'un « calage plus circonférentiel » de l'aube, ce qui correspond à un angle de calage plus élevé.

[0013] Selon l'invention, l'angle de calage des aubes du stator est fonction d'une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor de la manière suivante :

- le calage (ou l'orientation) d'une aube du stator étant plus axial, i.e. l'aube du stator ayant un angle de calage réduit (ou autrement dit plus faible), face à (ou pour) une valeur locale plus élevée de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, entraînant ainsi un débit local plus élevé au droit de l'aube ;
- le calage (ou l'orientation) d'une aube du stator étant nominal, i.e. l'aube du stator ayant un angle de calage nominal, face à (ou pour) une valeur locale moyenne de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, entraînant ainsi un débit local nominal au droit de l'aube ;
- le calage (ou l'orientation) d'une aube du stator étant plus circonférentiel, i.e. l'aube du stator ayant un angle de calage plus élevé, face à (ou pour) une valeur locale réduite (ou autrement dit plus faible) de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, entraînant ainsi un débit local réduit (ou autrement dit plus faible) au droit de l'aube.

[0014] Grâce au calage inhomogène des aubes du stator imposé (ou autrement dit fixé, ou déterminé) au montage du stator, l'invention permet de tenir compte, lors de la conception du rotor situé en aval du stator, d'une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, ladite distorsion pouvant être causée par la présence d'un obstacle, comme par exemple un bras, en amont ou en aval du rotor. Avantageusement, l'invention permet de réduire la marge en stabilité à prévoir lors de la conception d'un tel rotor et permet ainsi de concevoir un tel rotor avec un meilleur rendement.

[0015] La présence d'un obstacle, comme par exemple un bras, en amont ou en aval du rotor compris dans l'ensemble selon l'invention peut perturber l'écoulement d'un flux d'air à travers ledit ensemble, et peut donc induire une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, aussi appelée « inhomogénéité circonférentielle d'un écart de pression statique » dans le cadre du présent document. Plus précisément, un tel obstacle situé en amont ou en aval du rotor pourra induire une distorsion circonférentielle de la pression statique en amont ou en aval du rotor, ce qui pourra alors donner lieu à une distorsion circonférentielle de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor. Par ailleurs, une inhomogénéité du flux d'air traversant le rotor due à des facteurs dynamiques survenant durant le fonctionnement du rotor pourra également donner lieu à une distorsion circonférentielle d'un écart de pression entre l'amont et l'aval du rotor, mais il

s'agira alors d'une distorsion circonférentielle d'un écart de pression dynamique entre l'amont et l'aval du rotor, par opposition à une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, qui dépend uniquement de facteurs connus au moment de la conception et/ou du montage dudit rotor. En particulier, une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval d'un rotor dépend de facteurs dont la nature est essentiellement géométrique et qui peuvent être déterminés lors de la conception du rotor, sans devoir faire fonctionner le rotor, ni simuler son fonctionnement. Parmi ces facteurs, on peut citer par exemple la présence d'un ou plusieurs obstacles en amont ou en aval du rotor, comme par exemple un bras, un tel bras pouvant être par exemple un bras structural et/ou un bras radial, ou encore un pylône, ledit bras pouvant aussi permettre le passage de servitudes.

[0016] Les inventeurs proposent plusieurs modes de réalisation possibles de l'invention comprenant des caractéristiques optionnelles, où certaines d'entre elles peuvent être combinées.

[0017] Selon un mode de réalisation de l'invention, un ensemble selon l'invention comprend en outre un bras, ladite distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique étant causée au moins en partie par la présence dudit bras dans l'ensemble. Ledit bras peut être par exemple un bras structural et/ou un bras radial, ou encore un pylône, ledit bras pouvant aussi permettre le passage de servitudes. Ledit bras peut constituer un obstacle dans l'écoulement d'un flux d'air traversant l'ensemble selon l'invention, causant ainsi au moins en partie ladite distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor. La présence dudit bras dans l'ensemble selon l'invention n'exclut pas la présence d'autres bras, voire d'autres obstacles, dans ledit ensemble, lesdits autres bras ou obstacles pouvant également causer au moins en partie ou contribuer à ladite distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique.

[0018] Préférentiellement, ledit bras est situé en amont du stator, de préférence directement en amont du stator, ou en aval du rotor, de préférence directement en aval du rotor. Dans le cas où le bras est situé en amont du stator, l'ensemble selon l'invention est formé des éléments successifs suivants le long de la direction axiale : bras, stator, rotor. Le cas où le bras est situé directement en amont du stator signifie que le bras précède directement le stator le long de la direction axiale. Dans le cas où le bras est situé en aval du rotor, l'ensemble selon l'invention est formé des éléments successifs suivants le long de la direction axiale : stator, rotor, bras. Le cas où le bras est situé directement en aval du rotor signifie que le bras suit directement le rotor le long de la direction axiale.

[0019] Selon un mode de réalisation de l'invention, un ensemble selon l'invention comprend en outre un système à calage variable d'aubes apte à modifier de manière uniforme l'angle de calage des aubes du stator. Ce mode de réalisation présente comme avantage le fait de

pouvoir adapter l'écoulement d'un flux d'air aux conditions de fonctionnement d'un dispositif comprenant un ensemble selon l'invention, comme par exemple un compresseur d'une turbomachine. En particulier, contrôler l'orientation des aubes du stator permet de s'assurer qu'un flux d'air traversant le stator à une vitesse donnée est dirigé sur le rotor situé en aval du stator suivant un angle acceptable compte tenu de la vitesse d'écoulement du flux d'air.

[0020] Selon ce mode de réalisation, le contrôle du calage variable des aubes du stator, i.e. le contrôle de l'orientation des aubes du stator, est commun à l'ensemble des aubes du stator. Autrement dit, bien que l'angle de calage des aubes du stator soit inhomogène le long d'une direction circonférentielle, la modification de ce calage par le système à calage variable est uniforme pour l'ensemble des aubes du stator, i.e. un même incrément ou décrement d'angle de calage est appliqué à chacune des aubes du stator par le système à calage variable. En effet, selon l'invention, l'inhomogénéité du calage des aubes du stator a pour but d'équilibrer un débit local d'un rotor situé en aval du stator avec un écart local de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, i.e. en un point le long d'une direction circonférentielle. Ainsi, dans le cadre de la présente invention, il n'y a pas lieu d'adapter individuellement l'angle de calage d'une aube du stator aux conditions de fonctionnement d'un dispositif comprenant le stator.

[0021] Préférentiellement, le système à calage variable d'aubes comprend un anneau de commande essentiellement coaxial avec le stator, ledit anneau de commande étant couplé mécaniquement à chacune des aubes du stator via des leviers respectifs. Selon ce mode de réalisation, la longueur de chacun desdits leviers peut être configurée pour que l'angle de calage de chacune des aubes du stator dépende de la valeur locale au droit de l'aube de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor. Ce mode de réalisation permet une mise en œuvre aisée de l'invention. En effet, une simple variation de la longueur des leviers reliant les aubes du stator à l'anneau de commande permet de réaliser un calage inhomogène des aubes du stator le long d'une direction circonférentielle afin d'équilibrer le débit local du rotor situé en aval du stator avec la valeur locale au droit des aubes de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor.

[0022] L'invention propose en outre un compresseur pour une turbomachine d'aéronef et comprenant un ensemble selon l'invention.

[0023] Préférentiellement, ledit compresseur est un compresseur basse pression, et le stator compris dans l'ensemble selon l'invention est le stator situé le plus en amont au sein dudit compresseur basse pression.

[0024] L'invention propose en outre une turbomachine d'aéronef comprenant un compresseur selon l'invention.

[0025] L'invention propose en outre un aéronef comprenant une turbomachine selon l'invention.

[0026] L'invention propose en outre un procédé de

calage d'aubes d'un stator d'un ensemble pour un compresseur d'une turbomachine d'aéronef et comprenant les étapes suivantes :

- a. fournir un ensemble selon l'invention ; 5
- b. déterminer une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor de l'ensemble ;
- c. imposer aux aubes du stator de l'ensemble un angle de calage : 10
- inhomogène le long d'une direction circonférentielle, et
- fonction de la distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique déterminée à l'étape précédente, 15

procédé dans lequel une aube du stator a un calage (ou autrement dit une orientation) plus axial pour (ou autrement dit face à) une valeur locale de l'écart de pression statique plus élevée qu'une valeur moyenne de l'écart de pression statique, dans lequel une aube du stator a un calage (ou autrement dit une orientation) plus circonférentiel pour (ou autrement dit face à) une valeur locale de l'écart de pression statique plus faible qu'une valeur moyenne de l'écart de pression statique, dans lequel l'angle de calage inhomogène des aubes du stator est fixé (ou autrement dit imposé, ou déterminé) au montage du stator afin de tenir compte de la distorsion circonférentielle de l'écart de pression statique, et dans lequel le stator est destiné à (ou autrement dit apte à, ou prévu pour) être le stator le plus en amont au sein du compresseur le long d'une direction axiale, ou autrement dit le long d'un flux d'air traversant le compresseur lors de son fonctionnement normal. 20

[0027] L'ensemble des modes de réalisation possibles ainsi que l'ensemble des avantages de l'un quelconque des dispositifs selon l'invention s'appliquent *mutatis mutandis* au procédé selon l'invention. 25

Brève description des figures

[0028] D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention apparaîtront à la lecture de la description détaillée qui suit et pour la compréhension de laquelle on se reportera aux figures annexées parmi lesquelles :

- la figure 1 est une vue schématique en coupe d'une turbomachine d'aéronef qui consiste en un turbo-réacteur à double flux ;
- la figure 2 illustre un champ de fonctionnement d'un rotor exposé à une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre son amont et son aval selon l'art antérieur ;
- la figure 3 illustre une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval d'un rotor ;

- la figure 4 reprend la représentation d'une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval d'un rotor de la figure 3, et comprend également une vue schématique le long d'une direction circonférentielle des aubes comprises dans un stator situé en amont du rotor selon l'art antérieur ;
- la figure 5 reprend la représentation de la figure 4, où l'angle de calage des aubes du stator situé en amont du rotor a été modifié selon un mode de réalisation de l'invention ;
- la figure 6 illustre un champ de fonctionnement d'un rotor exposé à une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre son amont et son aval selon un mode de réalisation de l'invention.

[0029] Les dessins des figures ne sont pas à l'échelle. Généralement, des éléments semblables sont dénotés par des références semblables dans les figures. Dans le cadre du présent document, des éléments identiques ou analogues peuvent porter les mêmes références. En outre, la présence de numéros ou lettres de référence aux dessins ne peut être considérée comme limitative, y compris lorsque ces numéros ou lettres sont indiqués dans les revendications. 30

Description détaillée de modes de réalisation particuliers de l'invention

[0030] La présente invention est décrite avec des réalisations particulières et des références à des figures mais l'invention n'est pas limitée par celles-ci. Les dessins ou figures décrits ne sont que schématiques et ne sont pas limitants. En outre, les fonctions décrites peuvent être réalisées par d'autres structures que celles décrites dans le présent document. 35

[0031] L'usage, dans ce document, du verbe « comprendre », de ses variantes, ainsi que ses conjugaisons, ne peut en aucune façon exclure la présence d'éléments autres que ceux mentionnés. L'usage, dans ce document, de l'article indéfini « un », « une », ou de l'article défini « le », « la » ou « l' », pour introduire un élément n'exclut pas la présence d'une pluralité de ces éléments. 40

[0032] En outre, dans le cadre du présent document, les termes « premier », « deuxième », « troisième », etc. servent uniquement à différencier différents éléments et n'impliquent pas d'ordre entre ces éléments. 45

[0033] Des références sont représentées sur certaines des figures comme repères géométriques abstraits essentiellement afin de quantifier et/ou visualiser des propriétés de modes de réalisation de l'invention. La référence Z désigne, par exemple, généralement un « axe moteur » d'une turbomachine d'aéronef. Celui-ci est dirigé d'« amont » en « aval ». Les étages des compresseurs et des turbines de la turbomachine d'aéronef sont empilés essentiellement le long de cet axe moteur. Les termes « en entrée » et « en sortie » d'un compresseur 50

font référence aux extrémités respectivement amont et aval du compresseur. Dans le cadre de ce document, il est fait référence aux directions « axiale », « circonférentielle » et « radiale » correspondant préférentiellement et respectivement en une direction essentiellement parallèle à l'axe moteur, une direction essentiellement circulaire autour de l'axe moteur et comprise dans un plan essentiellement perpendiculaire à l'axe moteur, et une direction essentiellement perpendiculaire à l'axe moteur. Un repère sur la figure 1 illustre ces directions axiale, circonférentielle et radiale, respectivement notées Z, C et R, ces directions étant munies d'un sens. La direction et le sens de l'axe moteur et du vecteur Z correspondent. Les termes « axialement » et « radialement » sont dérivés respectivement des termes « axial » et « radial » avec une signification préférée analogue. Les termes « circonférentielle » et « radiale » font de préférence référence à un système de coordonnées polaires connu d'un homme du métier dans chaque plan essentiellement perpendiculaire à l'axe moteur.

[0034] La figure 1 illustre une turbomachine d'aéronef 100 comprenant un ensemble 1 selon l'invention, ledit ensemble 1 comprenant un stator 10 et un rotor 20 situé en aval du stator 10. Le stator 10 comprend une rangée d'aubes 121. Le rotor 20 comprend une rangée d'aubes 122. Dans le cadre du présent document, un stator peut également être appelé « ensemble statorique ». La turbomachine d'aéronef 100 est par exemple une turbomachine axiale à double flux comprenant successivement le long de l'axe moteur Z, une soufflante 110, un premier compresseur 120 (ou compresseur basse pression), un deuxième compresseur 130 (ou compresseur haute pression), une chambre de combustion 160, une turbine haute pression 140 et une turbine basse pression 150. Ces éléments sont connus d'un homme du métier. En fonctionnement, la puissance mécanique des turbines basse 150 et haute 140 pression est transmise respectivement par l'intermédiaire des arbres basse 101 et haute 102 pression aux compresseurs basse 120 et haute 130 pression, ainsi qu'à la soufflante 110 par l'intermédiaire d'un réducteur 111 interposé au niveau de l'arbre 101. La soufflante 110 permet de générer un flux primaire 106 traversant la turbomachine d'aéronef 100 dans une veine aérodynamique primaire et un flux secondaire 107 extérieurement autour des compresseurs 120, 130 et des turbines 140, 150.

[0035] Bien que non référencé de façon systématique sur la figure 1, chaque compresseur 120, 130 et chaque turbine 140, 150 comprend au moins un étage, chaque tel étage comprenant un aubage fixe et un aubage mobile apte à être mis en rotation autour de l'axe moteur. Pour le compresseur basse pression 120, les aubages fixes sont dénotés 121, 123, 125, et les aubages mobiles sont dénotés 122, 124. Les aubages fixes des compresseurs 120, 130 sont généralement appelés « redresseurs ». Les aubages mobiles et fixes des étages d'un tel compresseur 120, 130 sont alternés le long de l'axe moteur. Des paramètres tels que les dimensions et la

géométrie de surface des aubes sont déterminés pour que les conditions de fonctionnement de chaque étage soient adaptées à celles des étages en amont et/ou en aval le long de l'axe moteur. En particulier, les aubages mobiles apportent une énergie en augmentant la vitesse relative de l'écoulement d'un flux d'air traversant le compresseur 120, 130, tandis que les redresseurs ramènent l'écoulement parallèlement à l'axe moteur tout en augmentant la pression et en diminuant la vitesse absolue de l'écoulement. Chaque aube fixe a un profil aérodynamique donné et présente un angle de calage par rapport à l'axe moteur pour imposer un sens d'écoulement. Les compresseurs basse 120 et haute 130 pression permettent ainsi d'aspirer et de comprimer de façon synergique de l'air de façon à l'amener à des vitesses, pressions et températures adaptées à l'entrée de la chambre de combustion 160. Ces notions sont connues d'un homme du métier.

[0036] Un ou plusieurs redresseurs des compresseurs 120, 130 sont munis d'un système à calage variable de leurs aubes pour optimiser l'écoulement du flux d'air entre des étages de ces compresseurs 120, 130 selon les conditions de fonctionnement de la turbomachine d'aéronef 100. Une aube à calage variable peut pivoter autour d'un axe de rotation essentiellement radial. Dans le cadre de ce document, un angle de calage d'une aube à calage variable est défini comme l'angle compris entre une corde de l'aube et l'axe moteur, une corde d'une aube étant un segment de droite reliant le bord d'attaque et le bord de fuite de l'aube et compris dans un plan perpendiculaire à l'axe de rotation radial de l'aube. On peut noter que dans le cas d'une aube de stator, l'angle de calage de l'aube peut être défini de manière équivalente à la définition ci-dessus comme l'angle compris entre une corde de l'aube et l'axe de révolution du stator. En effet, l'axe de révolution d'un stator compris dans une turbomachine est essentiellement parallèle à l'axe moteur de la turbomachine, voire même confondu avec cet axe moteur. Une aube de stator à calage variable peut être orientée dans une direction plus parallèle à l'axe de révolution du stator, auquel cas, dans le cadre du présent document, on parlera d'un « calage plus axial », ce qui correspond à un angle de calage réduit (ou autrement dit plus faible). En outre, en pivotant autour de son axe de rotation radial, une aube de stator à calage variable peut prendre une orientation plus perpendiculaire à l'axe de révolution du stator, auquel cas, dans le cadre du présent document, on parlera d'un « calage plus circonférentiel », ce qui correspond à un angle de calage plus élevé. Tel qu'il est bien connu d'un homme du métier, chacun des systèmes à calage variable d'aubes de redresseurs susdits peut comprendre un anneau de commande couplé mécaniquement aux aubes par des leviers (ou biellettes) respectifs et ajusté de façon circonférentielle et extérieurement autour d'un carter du compresseur 120, 130 associé, et une unité de déplacement, typiquement au moins un vérin, pour déplacer cet anneau, et modifier en conséquence de façon synchronisée l'angle de calage

de chacune des aubes du redresseur. En particulier, chacun desdits leviers peut comporter, d'une part, une première extrémité montée rigidement sur un pivot solidaire d'une aube et, d'autre part, une deuxième extrémité reliée à l'anneau de commande. Suivant la figure 1, le compresseur basse pression 120 comprend au moins un redresseur 121 muni d'un tel système à calage variable, référencé par 126. Ce redresseur 121 est préférentiellement le redresseur 121 situé le plus en amont au sein du compresseur basse pression 120. La représentation de la figure 1 n'est pas limitative dans la mesure où un ou plusieurs des autres redresseurs 123, 125 pourraient aussi être munis d'un tel système à calage variable.

[0037] Le premier compresseur 120 est muni d'au moins une rangée d'aubes rotoriques 122, 124 précédée directement en amont d'une rangée d'aubes statoriques 121, 123, 125, chaque rangée d'aubes statoriques 121, 123, 125 formant un ensemble statorique. L'invention peut s'appliquer à n'importe lequel ou lesquels des ensembles statoriques d'un compresseur 120, 130 et en particulier à l'ensemble statorique le plus en amont du premier compresseur 120, i.e. le compresseur basse pression 120. Autrement dit, le stator 10 compris dans l'ensemble 1 selon l'invention est de préférence le stator 10 situé le plus en amont au sein du compresseur basse pression 120.

[0038] La turbomachine d'aéronef 100 comprend un carter de support d'entrée 181 qui s'étend autour de l'entrée de la veine primaire, dans laquelle passe le flux primaire 106, en aval de la soufflante 110. Le carter de support d'entrée 181 peut être muni d'un ou plusieurs bras structuraux 183 s'étendant radialement au travers de la veine primaire. La turbomachine d'aéronef 100 comprend aussi un carter de support intermédiaire 182 qui s'étend circonférentiellement entre les premier 120 et deuxième 130 compresseurs. Le carter de support intermédiaire 182 comprend une manche annulaire délimitant la veine aérodynamique primaire entre les premier 120 et deuxième 130 compresseurs. Le carter de support intermédiaire 182 peut être muni d'un ou plusieurs bras structuraux 184 s'étendant radialement au travers de la veine primaire. Un tel bras structural 183, 184 peut constituer un obstacle dans l'écoulement du flux d'air, un tel obstacle pouvant causer une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval d'un rotor situé en amont ou en aval de l'obstacle.

[0039] L'invention peut s'appliquer à d'autres turbomachines que la turbomachine d'aéronef 100 représentée à la figure 1, et notamment aux turbomachines d'aéronef ayant plus que deux flux et/ou des rotors non carénés.

[0040] La figure 2 illustre un champ de fonctionnement 99 d'un rotor exposé à une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre son amont et son aval. Ce rotor peut être par exemple compris dans le compresseur basse pression 120. La figure 2 est munie d'un repère d'axes 97 et 98 correspondant respectivement au débit d'air traversant le rotor et à la pression statique en aval du rotor. Un point de fonctionnement

moyen nominal 80 du rotor est situé sur une courbe caractéristique 90 de compression du rotor pour un régime de fonctionnement donné du rotor. La ligne de pompage 71, aussi appelée « ligne de stabilité aérodynamique du rotor » dans le cadre de ce document, définit et/ou estime une limite en stabilité dans le champ de fonctionnement 99 du rotor. Afin de garantir le bon fonctionnement du rotor, il convient de garder une marge, appelée « marge en stabilité » dans le cadre de ce document, entre la ligne de pompage 71 et le point de fonctionnement du rotor, et ce notamment compte tenu des incertitudes sur la mesure des paramètres de fonctionnement du rotor. Le point de fonctionnement du rotor peut évoluer le long de la courbe caractéristique 90 face à la fluctuation locale de la pression statique en aval du rotor le long d'une direction circonférentielle. Ainsi, face à une augmentation de la valeur locale de la pression statique en aval du rotor, le point de fonctionnement du rotor remonte le long de la courbe caractéristique 90 et se rapproche de la ligne de pompage 71. Face à une valeur locale maximale de la pression statique en aval du rotor, le point de fonctionnement local du rotor correspond au point le fonctionnement 81 le long de la courbe caractéristique 90 de compression du rotor. Face à une diminution de la valeur locale de la pression statique en aval du rotor, le point de fonctionnement du rotor descend le long de la courbe caractéristique 90 et s'éloigne de la ligne de pompage 71. Face à une valeur locale minimale de la pression statique en aval du rotor, le point de fonctionnement local du rotor correspond au point de fonctionnement 82 le long de la courbe caractéristique 90 de compression du rotor.

[0041] La figure 3 illustre une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval d'un rotor. La figure 3 est munie d'un repère d'axes 51 et 52 correspondant respectivement à une position le long d'une direction circonférentielle et à un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor. Un écart moyen de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor est représenté par la ligne pointillée 53. Une distorsion de l'écart de pression statique le long d'une direction circonférentielle est représentée par la ligne continue 54. Il s'agit ici d'une représentation simplifiée d'une distorsion d'un écart de pression statique, dans le cas d'un obstacle unique, où la distorsion peut prendre la forme d'une sinusoïde comme représenté sur la figure 3. Dans le cas d'une pluralité d'obstacles, la distorsion de l'écart de pression statique peut être une combinaison de plusieurs sinusoïdes d'amplitudes et de phases différentes.

[0042] La figure 4 reprend la représentation d'une distorsion circonférentielle 54 d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval d'un rotor de la figure 3, et comprend également une vue schématique le long d'une direction circonférentielle des aubes 61 comprises dans un stator 60 situé en amont du rotor. Sur la figure 4, les aubes 61 du stator 60 sont en configuration axisymétrique le long d'une direction circonférentielle, i.e. l'angle

de calage des aubes 61 du stator 60 est identique pour l'ensemble des aubes 61.

[0043] La figure 5 reprend la représentation de la figure 4, où l'angle de calage 65, 66, 67 des aubes 61' d'un stator 60' situé en amont d'un rotor exposé à une distorsion circonférentielle 54 d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor a été modifié selon un mode de réalisation de l'invention. Ainsi, selon l'invention, un débit local d'un flux d'air traversant un rotor exposé à une distorsion circonférentielle 54 d'un écart de pression statique entre son amont et son aval est adapté à une valeur locale 55, 56, 57 de l'écart de pression statique en faisant varier un angle de calage 65, 66, 67 d'une aube 62, 63, 64 d'un stator 60' situé en amont du rotor comme illustré dans les cas suivants :

- dans un premier cas, l'aube 62 présente un calage plus axial, i.e. l'aube 62 a un angle de calage 65 réduit (ou autrement dit plus faible), face à une valeur locale 55 plus élevée de l'écart de pression statique, entraînant un débit local plus élevé au droit de l'aube 62 ;
- dans un deuxième cas, l'aube 63 présente un calage nominal, i.e. l'aube 63 a un angle de calage 66 nominal, face à une valeur locale 56 moyenne de l'écart de pression statique, entraînant un débit local nominal au droit de l'aube 63 ;
- dans un troisième cas, l'aube 64 présente un calage plus circonférentiel, i.e. l'aube 64 a un angle de calage 67 plus élevé, face à une valeur locale 57 réduite (ou autrement dit plus faible) de l'écart de pression statique, entraînant un débit local réduit (ou autrement dit plus faible) au droit de l'aube 64.

Autrement dit, l'angle de calage 65, 66, 67 des aubes 62, 63, 64 d'un stator 60' selon l'invention dépend de la valeur locale 55, 56, 57 au droit de l'aube de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval d'un rotor situé en aval du stator 60', une valeur plus élevée de l'écart de pression statique correspondant à calage plus axial, i.e. un angle de calage réduit (ou autrement dit plus faible), et une valeur plus faible de l'écart de pression statique correspondant à calage plus circonférentiel, i.e. un angle de calage plus élevé.

[0044] La figure 5 illustre également comment l'angle de calage 65, 66, 67 des aubes 62, 63, 64 du stator 60' selon l'invention est défini. Les lignes pointillées verticales 41, 43 et 45 sont parallèles à l'axe de révolution du stator 60' et donc également parallèles à l'axe moteur. Les lignes pointillées obliques 42, 44 et 46 sont chacune une corde, respectivement de l'aube 62, 63 et 64. L'angle de calage 65 de l'aube 62 est l'angle compris entre l'axe 41 et la corde 42. L'angle de calage 66 de l'aube 63 est l'angle compris entre l'axe 43 et la corde 44. L'angle de calage 67 de l'aube 64 est l'angle compris entre l'axe 45 et la corde 46.

[0045] La figure 6 reprend en partie la représentation de la figure 2 et illustre un champ de fonctionnement 99'

d'un rotor exposé à une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre son amont et son aval selon un mode de réalisation de l'invention. Ce rotor peut être par exemple compris dans le compresseur basse pression 120. La figure 6 illustre, pour un régime de fonctionnement donné du rotor, l'évolution de la courbe caractéristique 90 de compression du rotor et du point de fonctionnement 80 du rotor dans le champ de fonctionnement 99' pour les différents cas illustrés à la figure 5 et détaillés ci-après :

- dans le premier cas, correspondant à un calage plus axial d'une aube face à une valeur locale plus élevée de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, entraînant un débit local plus élevé au droit de l'aube, la courbe caractéristique de compression du rotor se déplace vers un débit plus élevé et une pression statique aval plus élevée, et correspond alors à la courbe 91, le point de fonctionnement local du rotor se déplaçant de la même manière et correspondant alors au point 83 situé sur la courbe 91 ;
- dans le deuxième cas, correspondant à un calage nominal d'une aube face à une valeur locale moyenne de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, entraînant un débit local nominal au droit de l'aube, la courbe caractéristique de compression du rotor correspond à la courbe 90, le point de fonctionnement local du rotor correspondant alors au point 80 situé sur la courbe 90 ;
- dans le troisième cas, correspondant à un calage plus circonférentiel d'une aube face à une valeur locale réduite (ou autrement dit plus faible) de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, entraînant un débit local réduit (ou autrement dit plus faible) au droit de l'aube, la courbe caractéristique de compression du rotor se déplace vers un débit réduit et une pression aval réduite, et correspond alors à la courbe 92, le point de fonctionnement local du rotor se déplaçant de la même manière et correspondant alors au point 84 situé sur la courbe 92.

Ainsi, grâce à l'invention, le point de fonctionnement 80 du rotor évolue le long d'une ligne 72 plus parallèle à la ligne 71 de stabilité aérodynamique du rotor, limitant ainsi l'impact sur la marge en stabilité du rotor de la distorsion circonférentielle de l'écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor, ce qui permet de concevoir un tel rotor avec un meilleur rendement.

[0046] En résumé, la présente invention concerne un ensemble pour un compresseur d'une turbomachine d'aéronef et comprenant : un stator comprenant une rangée d'aubes, chacune desdites aubes étant disposée suivant un angle de calage ; et un rotor comprenant une rangée d'aubes et situé en aval du stator le long d'une direction axiale ; caractérisé en ce que l'angle de calage des aubes du stator est inhomogène le long d'une direction circonférentielle et est fonction d'une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'a-

mont et l'aval du rotor.

[0047] La présente invention a été décrite en relation avec des modes de réalisation spécifiques, qui ont une valeur purement illustrative et ne doivent pas être considérés comme limitatifs. D'une manière générale, il apparaîtra évident pour un homme du métier que la présente invention n'est pas limitée aux exemples illustrés et/ou décrits ci-dessus.

Revendications

1. Ensemble (1) pour un compresseur (120, 130) d'une turbomachine d'aéronef (100) et comprenant : un stator (10) comprenant une rangée d'aubes (121), chacune desdites aubes étant disposée suivant un angle de calage (65, 66, 67) ; et un rotor (20) comprenant une rangée d'aubes (122) et situé en aval du stator (10) le long d'une direction axiale ;

caractérisé en ce que

l'angle de calage des aubes du stator (10) est inhomogène le long d'une direction circonférentielle et est fonction d'une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor (20), **en ce qu'une** aube du stator (10) a un calage plus axial pour une valeur locale de l'écart de pression statique plus élevée qu'une valeur moyenne de l'écart de pression statique, **en ce qu'une** aube du stator (10) a un calage plus circonférentiel pour une valeur locale de l'écart de pression statique plus faible qu'une valeur moyenne de l'écart de pression statique, **en ce que** l'angle de calage inhomogène des aubes du stator (10) est fixé au montage du stator (10) afin de tenir compte de la distorsion circonférentielle de l'écart de pression statique, et **en ce que** le stator (10) est destiné à être le stator (10) le plus en amont au sein du compresseur (120, 130) le long de la direction axiale.

2. Ensemble (1) selon la revendication précédente et comprenant en outre un bras (183, 184), ladite distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique étant causée au moins en partie par la présence dudit bras (183, 184) dans l'ensemble (1).

3. Ensemble (1) selon la revendication précédente, dans lequel ledit bras (183, 184) est situé en amont du stator (10), de préférence directement en amont du stator (10), ou en aval du rotor (20), de préférence directement en aval du rotor (20).

4. Ensemble (1) selon l'une quelconque des revendications précédentes et comprenant en outre un système à calage variable d'aubes (126) apte à modifier de manière uniforme l'angle de calage des aubes du stator (10).

5. Ensemble (1) selon la revendication précédente,

dans lequel le système à calage variable d'aubes (126) comprend un anneau de commande essentiellement coaxial avec le stator (10), ledit anneau de commande étant couplé mécaniquement à chacune des aubes du stator (10) via des leviers respectifs.

6. Compresseur (120, 130) pour une turbomachine d'aéronef (100) et comprenant un ensemble (1) selon l'une quelconque des revendications précédentes.

7. Compresseur (120) selon la revendication précédente, **caractérisé en ce que** ledit compresseur (120) est un compresseur (120) basse pression, et **en ce que** le stator (10) compris dans l'ensemble (1) est le stator (10) situé le plus en amont au sein dudit compresseur (120) basse pression.

8. Turbomachine d'aéronef (100) comprenant un compresseur (120, 130) selon l'une quelconque des deux revendications précédentes.

9. Aéronef comprenant une turbomachine (100) selon la revendication précédente.

10. Procédé de calage d'aubes d'un stator (10) d'un ensemble (1) pour un compresseur (120, 130) d'une turbomachine d'aéronef (100) et comprenant les étapes suivantes :

- a. fournir un ensemble (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5 ;
- b. déterminer une distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique entre l'amont et l'aval du rotor (20) de l'ensemble (1) ;
- c. imposer aux aubes du stator (10) de l'ensemble (1) un angle de calage :

- inhomogène le long d'une direction circonférentielle, et
- fonction de la distorsion circonférentielle d'un écart de pression statique déterminée à l'étape précédente,

procédé dans lequel une aube du stator (10) a un calage plus axial pour une valeur locale de l'écart de pression statique plus élevée qu'une valeur moyenne de l'écart de pression statique, dans lequel une aube du stator (10) a un calage plus circonférentiel pour une valeur locale de l'écart de pression statique plus faible qu'une valeur moyenne de l'écart de pression statique, dans lequel l'angle de calage inhomogène des aubes du stator (10) est fixé au montage du stator (10) afin de tenir compte de la distorsion circonférentielle de l'écart de pression statique, et dans lequel le stator (10) est destiné à être le stator (10) le plus en amont au sein du compres-

seur (120, 130) le long d'une direction axiale.

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

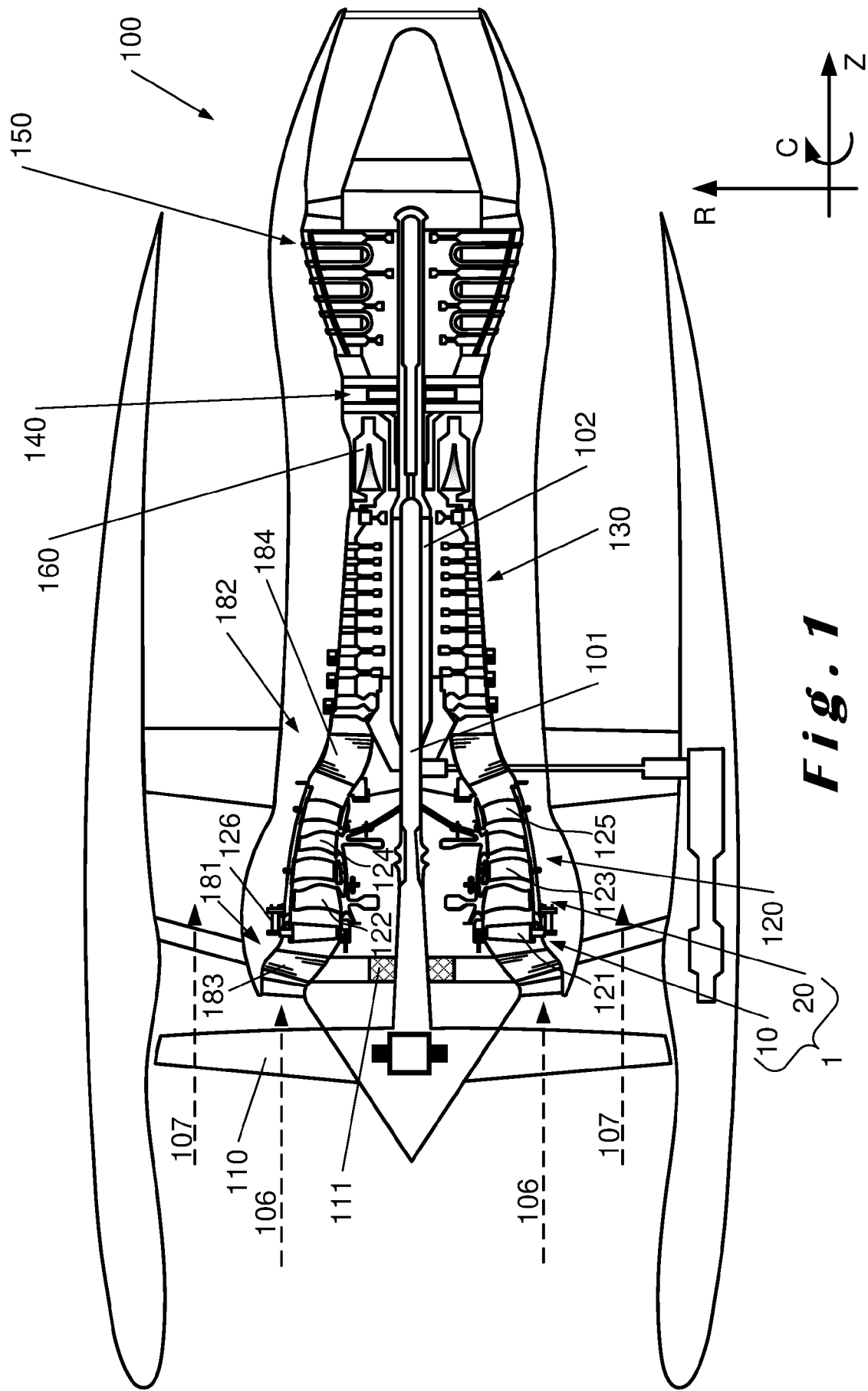
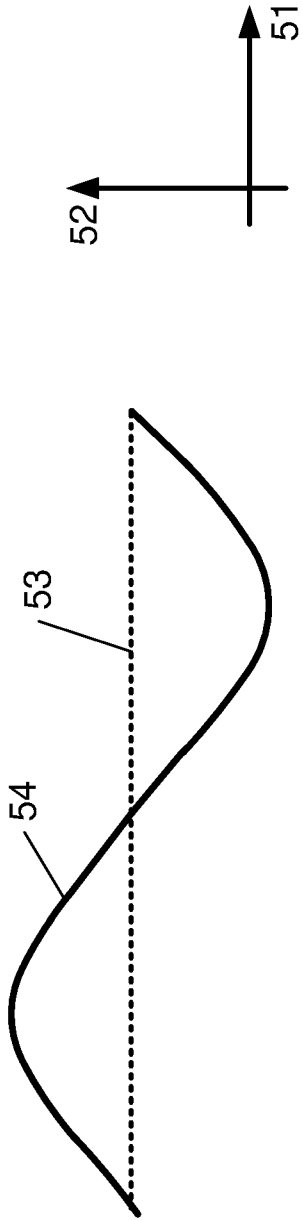
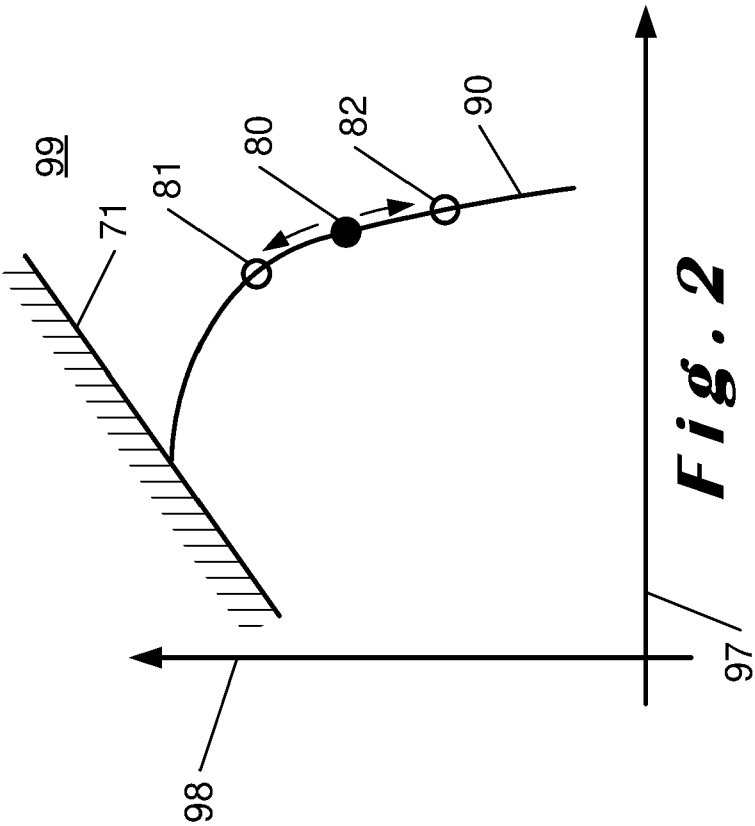


Fig. 1



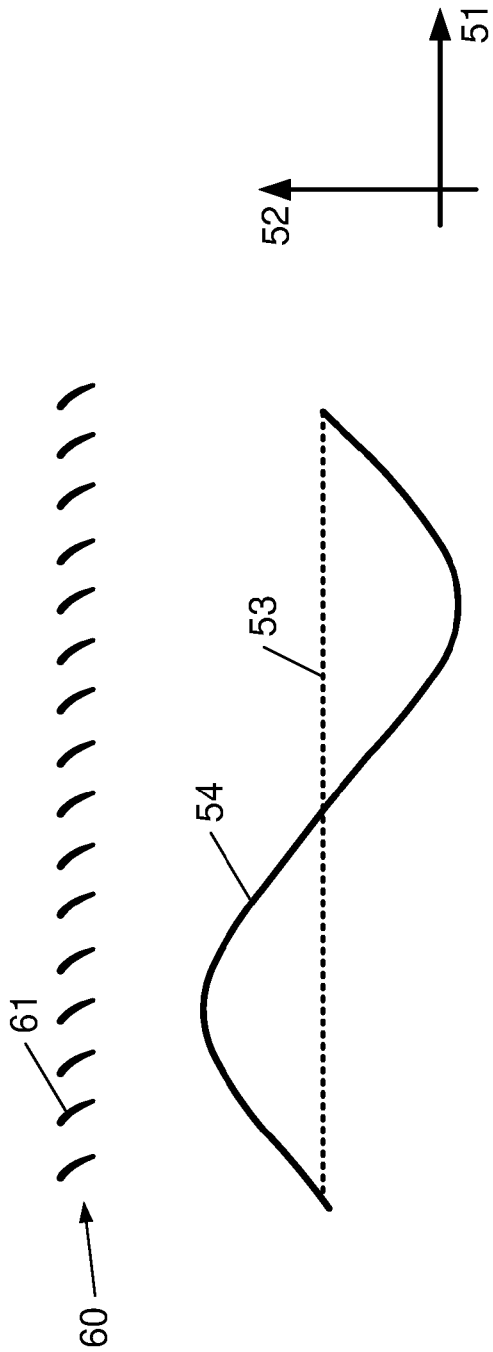


Fig. 4

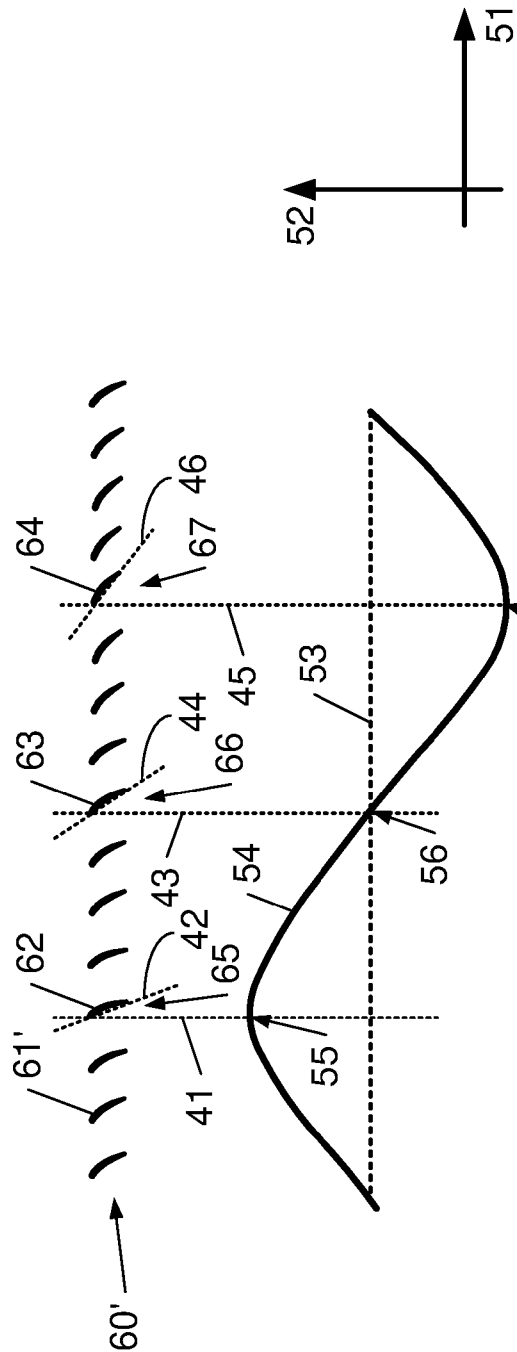


Fig. 5

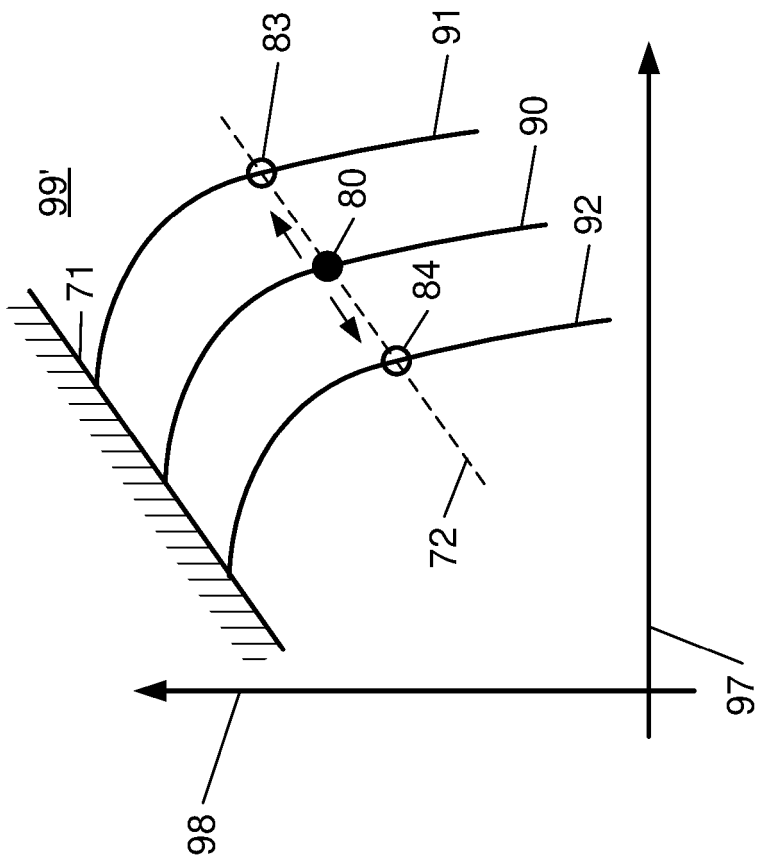


Fig. 6



RAPPORT DE RECHERCHE EUROPEENNE

Numéro de la demande

EP 25 18 9692

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

EPO FORM 1503 03.82 (P34C02)

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	US 2004/265124 A1 (LIU HSIN-TUAN [US] ET AL) 30 décembre 2004 (2004-12-30) * alinéa [0017] - alinéa [0028]; figures * -----	1-10	INV. F01D9/04 F01D17/16
X	US 2007/104574 A1 (ASHLEY DUNCAN E [GB] ET AL) 10 mai 2007 (2007-05-10) * alinéa [0034]; figures * -----	1-4,6-10	
X	US 2014/314548 A1 (RIVERS JONATHAN MICHAEL [US] ET AL) 23 octobre 2014 (2014-10-23) * alinéa [0023] - alinéa [0027]; figures * -----	1-4,6-10	
X	GB 2 432 637 A (ROLLS ROYCE PLC [GB]) 30 mai 2007 (2007-05-30) * page 17, ligne 7 - page 18, ligne 5; figures * -----	1-4,6-10	
X	FR 3 062 876 A1 (SAFRAN AIRCRAFT ENGINES [FR]) 17 août 2018 (2018-08-17) * page 7, ligne 29 - page 8, ligne 20; figures * -----	1-10	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (IPC)
			F01D
Le présent rapport a été établi pour toutes les revendications			
Lieu de la recherche Munich		Date d'achèvement de la recherche 7 novembre 2025	Examineur Teissier, Damien
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

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

EP 25 18 9692

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.

07-11-2025

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2004265124 A1	30-12-2004	CN 1576611 A	09-02-2005
		DE 602004006922 T2	21-02-2008
		EP 1493900 A2	05-01-2005
		JP 4482732 B2	16-06-2010
		JP 2005023935 A	27-01-2005
		US 2004265124 A1	30-12-2004

US 2007104574 A1	10-05-2007	EP 1741878 A2	10-01-2007
		GB 2427900 A	10-01-2007
		US 2007104574 A1	10-05-2007

US 2014314548 A1	23-10-2014	EP 2805022 A1	26-11-2014
		US 2014314548 A1	23-10-2014
		WO 2013141941 A1	26-09-2013

GB 2432637 A	30-05-2007	GB 2432637 A	30-05-2007
		GB 2435309 A	22-08-2007

FR 3062876 A1	17-08-2018	AUCUN	

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