(19) Europäisches Patentamt
European Patent Office
Office européen des brevets

(11) **EP 3 084 141 B1**

(12) **FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention de la délivrance du brevet:
07.02.2018 Bulletin 2018/06

(21) Numéro de dépôt: **14827799.9**

(22) Date de dépôt: **04.12.2014**

(51) Int Cl.:
F01D 17/16 *(2006.01)* ***F04D 29/56*** *(2006.01)*

(86) Numéro de dépôt international:
PCT/FR2014/053163

(87) Numéro de publication internationale:
WO 2015/092197 (25.06.2015 Gazette 2015/25)

(54) COMPRESSEUR DE TURBOMACHINE, EN PARTICULIER DE TURBOPROPULSEUR OU DE TURBORÉACTEUR D'AVION

TURBINENMOTORVERDICHTER, INSBESONDERE EINES FLUGZEUG-TURBOMOTORS ODER MANTELSTROM-TRIEBWERKS

TURBINE ENGINE COMPRESSOR, IN PARTICULAR OF AN AEROPLANE TURBOPROP OR TURBOFAN

(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 MK MT NL NO PL PT RO RS SE SI SK SM TR

(30) Priorité: **19.12.2013 FR 1362972**

(43) Date de publication de la demande:
26.10.2016 Bulletin 2016/43

(73) Titulaire: **Snecma Société Anonyme**
75015 Paris (FR)

(72) Inventeurs:
- **SEBRECHT, Pierre-Alain, Francis, Claude**
  F-77550 Moissy Cramayel Cedex (FR)
- **COCHON, Sébastien**
  F-77550 Moissy Cramayel Cedex (FR)
- **LANGLOIS, Arnaud**
  F-77550 Moissy Cramayel Cedex (FR)

(74) Mandataire: **Robert, Mathias et al**
Ernest Gutmann - Yves Plasseraud S.A.S.
3, rue Auber
75009 Paris (FR)

(56) Documents cités:
EP-A1- 1 672 180
EP-A2- 1 808 579
EP-A2- 2 204 549
FR-A- 1 592 922
US-A- 4 737 071
US-A1- 2011 176 913

Il est rappelé que: Dans un délai de neuf mois à compter de la publication de la mention de la délivrance du brevet européen au Bulletin européen des brevets, toute personne peut faire opposition à ce brevet auprès de l'Office européen des brevets, conformément au règlement d'exécution. L'opposition n'est réputée formée qu'après le paiement de la taxe d'opposition. (Art. 99(1) Convention sur le brevet européen).

EP 3 084 141 B1

Description

[0001] La présente invention concerne un compresseur de turbomachine, en particulier un compresseur haute-pression de turbopropulseur ou de turboréacteur d'avion.

[0002] De façon connue, un compresseur de turbomachine comprend une pluralité d'étages de compression comportant chacun une rangée annulaire d'aubes mobiles montée sur un arbre de rotor et une rangée annulaire d'aubes de stator à calage variable montées à leurs extrémités radialement externes sur un carter externe sensiblement cylindrique.

[0003] Le réglage du calage angulaire des aubes de stator dans une turbomachine est destiné à optimiser le rendement de cette turbomachine et à réduire sa consommation de carburant dans les différentes phases de vol.

[0004] Les aubes de stator à calage variable comprennent chacune à leur extrémité radialement externe un pivot radial qui est centré et guidé en rotation dans un orifice du carter externe. Chaque pivot d'aube est relié par une biellette à un anneau de commande qui s'étend autour du carter externe du compresseur et qui est déplaçable en rotation autour de l'axe longitudinal du compresseur par des moyens d'actionnement pour transmettre aux aubes un mouvement de rotation autour des axes de leurs pivots.

[0005] Chaque biellette est fixée au pivot d'aube et comporte un pion cylindrique engagé dans un trou cylindrique de l'anneau de commande.

[0006] Lors de la rotation de l'anneau de commande autour de son axe, celui-ci entraîne le pivotement des biellettes et des aubes autour de l'axe du pivot des aubes. La plage angulaire totale de rotation des biellettes est classiquement de l'ordre de 50 à 90°. L'anneau est également déplaçable axialement de façon à accompagner la trajectoire des pions. Toutes les aubes se trouvent alors dans la même position angulaire, pour une position angulaire donnée de l'anneau de commande.

[0007] Or, en fonction du régime de la turbomachine, il existe un besoin de pouvoir adapter le calage des aubes en fonction notamment de leur position azimutale, c'est-à-dire de la position circonférentielle de l'aube de stator dans l'étage correspondant. Les angles de calage permettant de maximiser le rendement de la turbomachine peuvent donc être différents en en fonction des positions azimutales des aubes de stator d'un même étage.

[0008] En effet, le flux de gaz s'écoulant dans la veine traversant le compresseur haute-pression n'est pas homogène sur toute sa circonférence, ce flux pouvant comporter des poches générant des pertes de performance. Par ailleurs, lorsque la turbomachine fonctionne à haut régime, des efforts et des couples importants sont exercés sur les aubes, ce qui a tendance à déformer légèrement l'anneau de commande.

[0009] Les documents US 4,737,071 et EP 2 204 549 divulguent des compresseurs de turbomachine selon l'art antérieur.

[0010] L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, efficace et économique à ce problème, tout en évitant un hyperstatisme du système, ce qui impose d'avoir des biellettes ayant toutes sensiblement la même longueur.

[0011] A cet effet, elle propose un compresseur de turbomachine, en particulier de turbopropulseur ou de turboréacteur d'avion, comprenant un stator comportant un carter annulaire et au moins une rangée annulaire d'aubes à calage variable, chaque aube comportant une extrémité radialement externe comprenant un pivot monté dans un orifice du carter et relié par un organe de liaison à un anneau de commande apte à pivoter axialement par rapport au carter, l'organe de liaison comportant une première extrémité fixée au pivot de l'aube et une seconde extrémité comportant un pion engagé dans un trou de l'anneau de commande, caractérisé en ce que l'un au moins des trous de l'anneau de commande, servant à l'engagement des pions des organes de liaison, est de forme oblongue et s'étend dans la direction circonférentielle de façon à autoriser le déplacement du pion dans ledit trou oblong, lors de la rotation de l'anneau de commande.

[0012] De cette manière, en fonction de la forme du trou, il est possible d'adapter l'angle de calage de chaque aube, de façon individuelle ou par groupes d'aubes, tout en conservant des organes de liaison (par exemple des biellettes) ayant la même longueur. Cette adaptation permet de s'adapter à l'hétérogénéité du flux de gaz et de corriger d'éventuelles déformations à haut régime moteur.

[0013] Le trou oblong s'étendant dans la direction circonférentielle ne s'étend pas nécessairement uniquement dans la direction circonférentielle, c'est-à-dire dans un plan radial perpendiculaire à l'axe de l'anneau de commande. En effet, le trou oblong peut s'étendre à la fois dans la direction axiale et dans la direction circonférentielle.

[0014] Selon une caractéristique de l'invention, les pions sont cylindriques.

[0015] En outre, l'un au moins des trous de l'anneau de commande, servant à l'engagement des pions des organes de liaison, peut être de forme telle qu'il bloque le déplacement du pion dans ledit trou. Selon l'invention, l'anneau de commande comprend au moins un trou cylindrique, dans lequel est engagé un pion cylindrique d'un organe de liaison, les diamètres du pion et du trou cylindrique étant sensiblement identiques, et au moins un trou oblong s'étendant circonférentiellement, dans lequel est engagé un autre pion cylindrique d'un autre organe de liaison.

[0016] Selon une première forme de réalisation de l'invention, ledit trou oblong de l'anneau de commande comporte une première extrémité située du côté d'un premier bord latéral de l'anneau de commande, une seconde extrémité située du côté d'un second bord latéral de l'anneau de commande, les deux extrémités étant reliées

par une zone de liaison courbe présentant un point d'inflexion.

[0017] Selon une deuxième forme de réalisation de l'invention, ledit trou oblong de l'anneau de commande s'étend uniquement dans la direction circonférentielle.

[0018] Selon une troisième forme de réalisation de l'invention, ledit trou oblong de l'anneau de commande s'étend de façon oblique par rapport à la direction axiale et par rapport à la direction circonférentielle.

[0019] Selon une quatrième forme de réalisation de l'invention, ledit trou oblong de l'anneau de commande a une forme d'arc de cercle.

[0020] Selon une cinquième forme de réalisation de l'invention, ledit trou oblong de l'anneau de commande comporte une première extrémité s'étendant uniquement circonférentiellement et située du côté d'un bord latéral de l'anneau de commande, une seconde extrémité s'étendant uniquement circonférentiellement et étant située du côté de l'autre bord latéral de l'anneau de commande, lesdites extrémités étant reliées par une zone de liaison s'étendant de façon oblique par rapport à la direction circonférentielle et par rapport à la direction axiale.

[0021] L'invention concerne en outre une turbomachine, telle par exemple qu'un turbopropulseur ou un turboréacteur d'avion, comportant au moins un compresseur du type précité.

[0022] L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif en référence aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une demi-vue schématique partielle en coupe axiale d'un compresseur haute-pression d'un turboréacteur équipé d'un système de commande d'aubes à calage variable selon la technique antérieure,
- la figure 2 est une vue schématique en coupe axiale à plus grande échelle du système de calage angulaire d'un étage du compresseur de la figure 1,
- la figure 3 est une vue en perspective d'une partie d'un anneau de commande,
- la figure 4 est une vue schématique, de dessus, d'une zone de l'anneau de commande illustré à la figure 3,
- les figures 5 et 6 sont des vues correspondant respectivement aux figures 3 et 4 et illustrant une première forme de réalisation de l'invention,
- la figure 7 est une vue correspondant à la figure 4 et illustrant une deuxième forme de réalisation de l'invention,
- la figure 8 est une vue correspondant à la figure 4 et illustrant une troisième forme de réalisation de l'invention,
- la figure 9 est une vue correspondant à la figure 4 et illustrant une quatrième forme de réalisation de l'invention,
- la figure 10 est un diagramme représentant l'évolution de l'angle de calage des aubes de stator en fonction de la position angulaire de l'anneau de commande, pour chacune des formes de réalisation des figures 7, 8 et 9.
- la figure 11 est une vue correspondant à la figure 4 et illustrant une cinquième forme de réalisation de l'invention,
- la figure 12 est une vue correspondant à la figure 4 et illustrant une sixième forme de réalisation de l'invention,
- la figure 13 est une vue correspondant à la figure 4 et illustrant une septième forme de réalisation de l'invention.

[0023] On se réfère tout d'abord à la figure 1 qui représente une demi-vue schématique de la partie amont d'un compresseur haute-pression 10 selon la technique antérieure, en coupe selon un plan passant par l'axe de rotation 12 de la turbomachine. Le compresseur haute-pression 10 comprend un rotor formé de disques 14, 16, 18, 20 assemblés axialement les uns aux autres, le rotor étant en appui sur un palier 22 par l'intermédiaire d'un tourillon 24.

[0024] Chaque disque est agencé en aval d'une rangée annulaire d'aubes de stator 26 à calage variable. Chaque aube de stator comprend à ses extrémités radialement interne et externe des pivots cylindriques 28, 30 coaxiaux. Le pivot cylindrique interne 28 s'étend vers l'intérieur depuis l'aube de stator 26 et est centré et guidé en rotation dans un logement cylindrique d'un élément annulaire du stator, et le pivot cylindrique externe 30 s'étend radialement vers l'extérieur et est centré et guidé en rotation dans une cheminée cylindrique 32 d'un carter externe 34 sensiblement cylindrique du compresseur haute-pression 10.

[0025] Le réglage du calage angulaire des aubes de stator 26 d'un étage est assuré à l'aide de biellettes 36 qui sont entraînées en rotation par un anneau de commande 38 monté pivotant par rapport au carter 34 autour de l'axe 12. Le débattement total de l'anneau de commande est par exemple compris entre 5 et 20°. Un vérin hydraulique 40 permet le déplacement simultané en rotation de plusieurs anneaux de commande 38. L'anneau 38 est par exemple formé de deux parties 39 assemblées l'une à l'autre par l'intermédiaire de pontets (non représentés) fixés aux extrémités desdites parties 39.

[0026] Les biellettes 36 sont fixées par une extrémité sur les pivots radiaux 30 des aubes 26 à calage variable, ces pivots 30 étant guidés en rotation dans des douilles 42 montés dans les cheminées 32 du carter 34 (figure 2). L'extrémité de la biellette fixée au pivot d'aube 30 est maintenue radialement sur un rebord 44 de la douille 42 par un écrou 46 vissé sur l'extrémité du pivot 30. L'autre extrémité de la biellette 36 comprend un orifice dans lequel est guidé en rotation un pion cylindrique radial 48 monté dans un trou cylindrique 52 de l'anneau de commande 38. Les pions 48 sont maintenus en position par

des pattes coudées 50 fixées sur l'anneau de commande 38. L'anneau de commande 38 est également déplaçable axialement en translation, de façon à accompagner la trajectoire circulaire des pions 48.

[0027] Comme cela est mieux visible à la figure 3, les parties 39 de l'anneau de commande 38 comportent d'autres trous 54, 56 servant respectivement à la fixation des organes de liaison permettant de relier les extrémités des deux parties 39 de l'organe de commande 38 entre elles ou servant à la fixation de patins de centrage venant s'appliquer sur une piste ménagée sur la surface externe du carter.

[0028] Lors de la rotation de l'anneau de commande 38 autour de son axe 12, celui-ci entraîne le pivotement des biellettes 36 et des aubes 26 autour de l'axe des pivots 28, 30 des aubes 26. Toutes les aubes 26 se trouvent alors dans une même position angulaire, pour une position angulaire donnée de l'anneau de commande 38, les biellettes 36 ayant toutes la même longueur.

[0029] Or, comme indiqué précédemment, en fonction du régime de la turbomachine, il existe un besoin de pouvoir adapter le calage des aubes 26 en fonction notamment de leur position azimutale, c'est-à-dire de la position circonférentielle de l'aube 26 de stator dans l'étage correspondant.

[0030] L'invention répond à ce besoin en proposant un anneau de commande 38 permettant d'adapter le calage angulaire des aubes 26 de façon individuelle ou par groupe d'aubes 26, en fonction des positions azimutales des aubes 26 concernées ou des groupes d'aubes 26 concernés.

[0031] Les figures 5 et 6 illustrent une première forme de réalisation de l'invention dans laquelle une partie des trous dans lesquels sont engagés les pions cylindriques 48 ont une forme oblongue (trous 58), une autre partie desdits trous étant cylindriques (trous 52) et de diamètre sensiblement identique à celui des pions 48 correspondants.

[0032] En particulier, les trous oblongs 58 comportent chacun une première extrémité 60 située du côté d'un premier bord latéral ou bord amont 62 de l'anneau de commande 38, une seconde extrémité 64 située du côté d'un second bord latéral ou bord aval 66 de l'anneau de commande 38, les deux extrémités 60, 64 étant reliées par une zone de liaison courbe 68 présentant un point d'inflexion.

[0033] Ainsi, en fonctionnement, l'angle de calage des aubes 26 ne varie pas de la même manière, en fonction de la position angulaire de l'anneau de commande 38, pour les aubes 26 associées aux trous cylindriques 52 ou pour les aubes 26 associées aux trous oblongs 58. En fonction de la forme des trous 58, il est donc possible d'adapter la variation de l'angle de calage en fonction de la position angulaire de l'anneau de commande 38 (également appelée ci-après loi de calage) pour chacune des aubes 26.

[0034] Dans ce cas, tous les trous oblongs 58 ont sensiblement la même forme, les autres trous 52 étant cylindriques. Un tel anneau de commande 38 possède donc deux groupes d'aubes 26, situées dans des zones azimutales différentes de la turbomachine, et suivant des lois de calage différentes d'un groupe à l'autre.

[0035] On notera que le centre des trous 52 est aligné circonférentiellement avec l'une des extrémités des trous oblongs 58.

[0036] La figure 7 illustre une deuxième forme de réalisation de l'invention dans laquelle chaque trou oblong 58 de l'anneau de commande 38 s'étend uniquement dans la direction circonférentielle.

[0037] La figure 8 représente une troisième forme de réalisation de l'invention dans laquelle chaque trou oblong 58 de l'anneau de commande 38 s'étend de façon oblique par rapport à la direction axiale A et par rapport à la direction circonférentielle C. Plus particulièrement, chaque trou oblong 58 s'étend de façon rectiligne, d'amont en aval (c'est-à-dire de gauche à droite à la figure 8), dans un premier sens de rotation de l'anneau de commande indiqué par la flèche S1, qui est un sens d'ouverture des aubes 26.

[0038] La figure 9 représente une quatrième forme de réalisation de l'invention dans laquelle chaque trou oblong 58 de l'anneau de commande 38 a une forme en arc de cercle ou approchant un arc de cercle, plus particulièrement en quart de cercle. Une extrémité 70 de chaque trou oblong 58 est dirigé axialement vers l'amont, l'autre extrémité 72 étant dirigée circonférentiellement dans un sens S2 opposé au sens S1 précité, le sens S2 étant un sens de fermeture des aubes 26.

[0039] La figure 10 illustre la loi de calage d'aubes pour des aubes 26 associées respectivement à un trou cylindrique 52 (courbe C1), à un trou oblong 58 de la figure 7 (courbe C2), à un trou oblong 58 de la figure 8 (courbe C3) et à un trou oblong 58 de la figure 9 (courbe C4). Les lois de calage sont les courbes représentatives de l'évolution de la position angulaire de l'aube 26 (αaube) en fonction de la position angulaire de l'anneau de commande 38 (αanneau).

[0040] On remarque que ces lois de calage sont différentes les unes des autres, en particulier pour les angles de l'anneau de commande 38 correspondant à une ouverture des aubes 26 associées. L'angle αaube correspond à l'angle des biellettes 36 par rapport à l'axe 12 de la turbomachine, en définissant une droite qui passe par le centre du pivot 30 de l'aube 26 et le centre du pion 48 qui est inséré dans l'anneau 38. Par définition, la position d'ouverture correspond à un angle αaube négatif par rapport à l'axe 12 de la turbomachine, en considérant que le sens positif est le sens trigonométrique, et la position de fermeture correspond à un angle αaube positif par rapport à l'axe 12 de la turbomachine. L'angle αaube=0 correspond à la position où les biellettes 36 sont alignées avec l'axe 12 de la turbomachine.

[0041] Si l'on cherche à modifier les lois de calage pour les angles correspondant à une fermeture des aubes 26, il est possible d'utiliser des trous oblongs 58 dont les formes générales sont les symétriques/axe de la turbo-

machine de celles décrites précédemment. Dans ce cas toutefois, il convient d'aligner le centre des trous 52 avec l'autre extrémité des trous oblongs 58.

[0042] En fonction de la forme choisie du trou 52, 58 (cylindrique, rectiligne oblique, arc de cercle, etc...), il est ainsi possible d'adapter aux besoins la loi de calage des aubes 26 associées.

[0043] La figure 11 illustre une cinquième forme de réalisation de l'invention dans laquelle chaque trou oblong 58 de l'anneau de commande 38 a une forme symétrique à la forme des trous oblongs 58 de la figure 6, par rapport à un plan radial passant par la zone axialement médiane de l'anneau de commande 38.

[0044] La figure 12 illustre une sixième forme de réalisation de l'invention dans laquelle chaque trou oblong 58 de l'anneau de commande 38 comporte une première extrémité 74 s'étendant uniquement circonférentiellement et située du côté du bord amont 62 de l'anneau de commande, une seconde extrémité 76 s'étendant uniquement circonférentiellement et située du côté du bord aval 66 de l'anneau de commande 38, lesdites extrémités 74, 76 étant reliées par une zone de liaison 78 s'étendant de façon oblique par rapport à la direction circonférentielle C et par rapport à la direction axiale A.

[0045] La figure 13 illustre une septième forme de réalisation de l'invention dans laquelle chaque trou oblong 58 de l'anneau de commande 38 a une forme symétrique à la forme des trous oblongs 58 de la figure 8, par rapport à un plan radial passant par la zone axialement médiane de l'anneau de commande 38.

[0046] Bien entendu, l'anneau de commande 38 peut comporter au moins deux types de trou oblongs 58 parmi ceux décrits précédemment. D'autres formes de trous oblongs 58 peuvent également être utilisées, pour autant que ces trous oblongs 58 s'étendent notamment dans la direction circonférentielle C.

Revendications

1. Compresseur (10) de turbomachine, en particulier de turbopropulseur ou de turboréacteur d'avion, comprenant un stator comportant un carter annulaire (34) et au moins une rangée annulaire d'aubes (26) à calage variable, chaque aube (26) comportant une extrémité radialement externe comprenant un pivot (30) monté dans un orifice du carter (34) et relié par un organe de liaison (36) à un anneau de commande (38) apte à pivoter axialement par rapport au carter (34), l'organe de liaison (36) comportant une première extrémité fixée au pivot (30) de l'aube (26) et une seconde extrémité comportant un pion (48) engagé dans un trou (52, 58) de l'anneau de commande (38), **caractérisé en ce que** l'anneau de commande (38) comprend au moins un trou (52) cylindrique, dans lequel est engagé un pion (48) cylindrique d'un organe de liaison (36), les diamètres du pion (48) et du trou (52) cylindriques étant sensiblement identiques, et au moins un trou oblong (58) s'étendant circonférentiellement, dans lequel est engagé un autre pion (48) cylindrique d'un autre organe de liaison (36), de façon à autoriser le déplacement dudit pion (48) dans ledit trou oblong (58), lors de la rotation de l'anneau de commande (38).

2. Compresseur (10) selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** les pions (48) sont cylindriques.

3. Compresseur (10) selon la revendication 1 ou 2, **caractérisé en ce que** l'un (52) au moins des trous (52, 58) de l'anneau de commande (38), servant à l'engagement des pions (48) des organes de liaison (36), est de forme telle qu'il bloque le déplacement du pion (48) dans ledit trou (52).

4. Compresseur (10) selon l'une des revendications 1 à 3, **caractérisé en ce que** ledit trou oblong (58) de l'anneau de commande (38) comporte une première extrémité (60) située du côté d'un premier bord latéral (62) de l'anneau de commande (38), une seconde extrémité (64) située du côté d'un second bord latéral (66) de l'anneau de commande (38), les deux extrémités (60, 64) étant reliées par une zone de liaison courbe (68) présentant un point d'inflexion.

5. Compresseur (10) selon l'une des revendications 1 à 4, **caractérisé en ce que** ledit trou oblong (58) de l'anneau de commande (38) s'étend uniquement dans la direction circonférentielle (C).

6. Compresseur (10) selon l'une des revendications 1 à 5, **caractérisé en ce que** ledit trou oblong (58) de l'anneau de commande (38) s'étend de façon oblique par rapport à la direction axiale (A) et par rapport à la direction circonférentielle (C).

7. Compresseur (10) selon l'une des revendications 1 à 6, **caractérisé en ce que** ledit trou oblong (58) de l'anneau de commande (38) a une forme d'arc de cercle.

8. Compresseur (10) selon l'une des revendications 1 à 6, **caractérisé en ce que** ledit trou oblong (58) de l'anneau de commande (38) comporte une première extrémité (74) s'étendant uniquement circonférentiellement et située du côté d'un bord latéral (62) de l'anneau de commande (38), une seconde extrémité (76) s'étendant uniquement circonférentiellement et étant située du côté de l'autre bord latéral (66) de l'anneau de commande (38), lesdites extrémités (74, 76) étant reliées par une zone de liaison (78) s'étendant de façon oblique par rapport à la direction circonférentielle (C) et par rapport à la direction axiale (A).

9. Turbomachine, telle par exemple qu'un turbopropul-

seur ou un turboréacteur d'avion, comportant au moins un compresseur (10) selon l'une des revendications 1 à 8.

Patentansprüche

1. Verdichter (10) für Turbotriebwerke, insbesondere Turboprop-Triebwerke oder Turbostrahltriebwerke für Flugzeuge, enthaltend einen Stator mit einem ringförmigen Gehäuse (34) und zumindest einer ringförmigen Reihe von Schaufeln (26) mit veränderlicher Anstellung, wobei jede Schaufel (26) zumindest ein radial äußeres Ende mit einem Zapfen (30) aufweist, der in einer Öffnung des Gehäuses (34) gelagert und über ein Verbindungsglied (36) mit einem Steuerring (38) verbunden ist, der axial bezüglich des Gehäuses (34) verschwenkbar ist, wobei das Verbindungsglied (36) ein am Zapfen (30) der Schaufel (26) befestigtes erstes Ende und ein zweites Ende mit einem in eine Lochung (52, 58) des Steuerrings (38) eingreifenden Bolzen (48) enthält, **dadurch gekennzeichnet, dass** der Steuerring (38) zumindest eine zylindrische Lochung (52) aufweist, in welche ein zylindrischer Bolzen (48) eines Verbindungsglieds (36) eingreift, wobei die Durchmesser von Bolzen (48) und Lochung (52), die zylindrisch sind, im Wesentlichen identisch sind, sowie zumindest ein Langloch (58), das sich umfänglich erstreckt und in das ein weiterer zylindrischer Bolzen (48) eines weiteren Verbindungsglieds (36) eingreift, so dass bei Drehung des Steuerrings die Verstellung des Bolzens (48) in dem Langloch (58) gestattet ist.

2. Verdichter (10) nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Bolzen (48) zylindrisch sind.

3. Verdichter (10) nach Anspruch 1 oder 2, **dadurch gekennzeichnet, dass** zumindest eine (52) der Lochungen (52, 58) des Steuerrings (38), die zum Eingreifen der Bolzen (48) der Verbindungsglieder (36) dienen, eine solche Form hat, dass er die Verstellung des Bolzens (48) in der Lochung (52) blockiert.

4. Verdichter (10) nach einem der Ansprüche 1 ä 3, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Langloch (58) des Steuerrings (38) ein erstes Ende (60) aufweist, das auf der Seite eines ersten Seitenrandes (62) des Steuerrings (38) liegt, sowie ein zweites Ende, das auf der Seite eines zweiten Seitenrandes (66) des Steuerrings (38) liegt, wobei die beiden Enden (60, 64) über einen gekrümmten Verbindungsbereich (68) verbunden sind, der eine Knickstelle aufweist.

5. Verdichter (10) nach einem der Ansprüche 1 ä 4, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Langloch (58) des Steuerrings (38) sich nur in Umfangsrichtung (C) erstreckt.

6. Verdichter (10) nach einem der Ansprüche 1 ä 5, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Langloch (58) des Steuerrings (38) sich schräg bezüglich der axialen Richtung (A) und bezüglich der Umfangsrichtung (C) erstreckt.

7. Verdichter (10) nach einem der Ansprüche 1 ä 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Langloch (58) des Steuerrings (38) eine Kreisbogenform hat.

8. Verdichter (10) nach einem der Ansprüche 1 ä 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** das Langloch (58) des Steuerrings (38) ein erstes Ende (74) aufweist, das sich nur umfänglich erstreckt und auf der Seite eines Seitenrandes (62) des Steuerrings (38) liegt, wobei sich ein zweites Ende (76) nur umfänglich erstreckt und auf der Seite des weiteren Seitenrandes (66) des Steuerrings (38) liegt, wobei die Enden (74, 76) über einen Verbindungsbereich (78) verbunden sind, der sich schräg bezüglich der Umfangsrichtung (C) und bezüglich der axialen Richtung (A) erstreckt.

9. Turbotriebwerk, wie etwa Turboprop-Triebwerk oder Turbostrahltriebwerk für Flugzeuge, enthaltend zumindest einen Verdichter (10) nach einem der Ansprüche 1 bis 8.

Claims

1. Turbine engine compressor (10), in particular of an aeroplane turboprop or turbofan, comprising a stator featuring an annular casing (34) and at least one annular row of variable-pitch vanes (26), wherein each vane (26) comprises a radially external end having a pivot (30) mounted in an orifice in the casing (34) and connected by a linking member (36) to an control ring (38) capable of pivoting axially in relation to the casing (34), wherein said linking member (36) comprises a first end fixed to the pivot (30) of the vane (26) and a second end having a pin (48) inserted in a hole (52,58) in the control ring (38), **characterised in that** the control ring (38) comprises at least one cylindrical hole (52), into which a cylindrical pin (48) of a linking member (36) is inserted, wherein the diameters of the cylindrical pin (48) and of the hole (52) are substantially identical and at least one oblong hole (58) extending circumferentially, into which another cylindrical pin (48) of another linking member (36) is inserted in order to allow movement of said pin (48) in said oblong hole (58), during rotation of the control ring (38).

2. Compressor (10) according to claim 1, **characterised in that** the pins (48) are cylindrical.

3. Compressor (10) according to claim 1 or 2, **characterised in that** one (52) at least of the holes (52, 58) in the control ring (38), serving for insertion of the pins (48) of the linking members (36), is shaped so as to inhibit movement of the pin (48) in said hole (52).

4. Compressor (10) according to any of claims 1 to 3, **characterised in that** said oblong hole (58) in the control ring (38) comprises a first end (60) located on the side of a first lateral edge (62) of the control ring (38) and a second end (64) located on the side of a second lateral edge (66) of the control ring (38), wherein both ends (60, 64) are connected by a curved joining area (68) featuring an inflection point.

5. Compressor (10) according to any of claims 1 to 4, **characterised in that** said oblong hole (58) in the control ring (38) extends solely in the circumferential direction (C).

6. Compressor (10) according to any of claims 1 to 5, **characterised in that** said oblong hole (58) in the control ring (38) extends obliquely in relation to the axial direction (A) and in relation to the circumferential direction (C).

7. Compressor (10) according to any of claims 1 to 6, **characterised in that** said oblong hole (58) in the control ring (38) forms an arc shape.

8. Compressor (10) according to any of claims 1 to 6, **characterised in that** said oblong hole (58) in the control ring (38) comprises a first end (74) extending solely circumferentially and located on the side of a first lateral edge (62) of the control ring (38) and a second end (76) extending solely circumferentially located on the side of the other lateral edge (66) of the control ring (38), wherein said ends (74, 76) are connected by a joining area (78) extending obliquely in relation to the circumferential direction (C) and in relation to the axial direction (A).

9. Turbine engine, such as for example an aeroplane turboprop or a turbofan, comprising at least one compressor (10) according to any of claims 1 to 8.

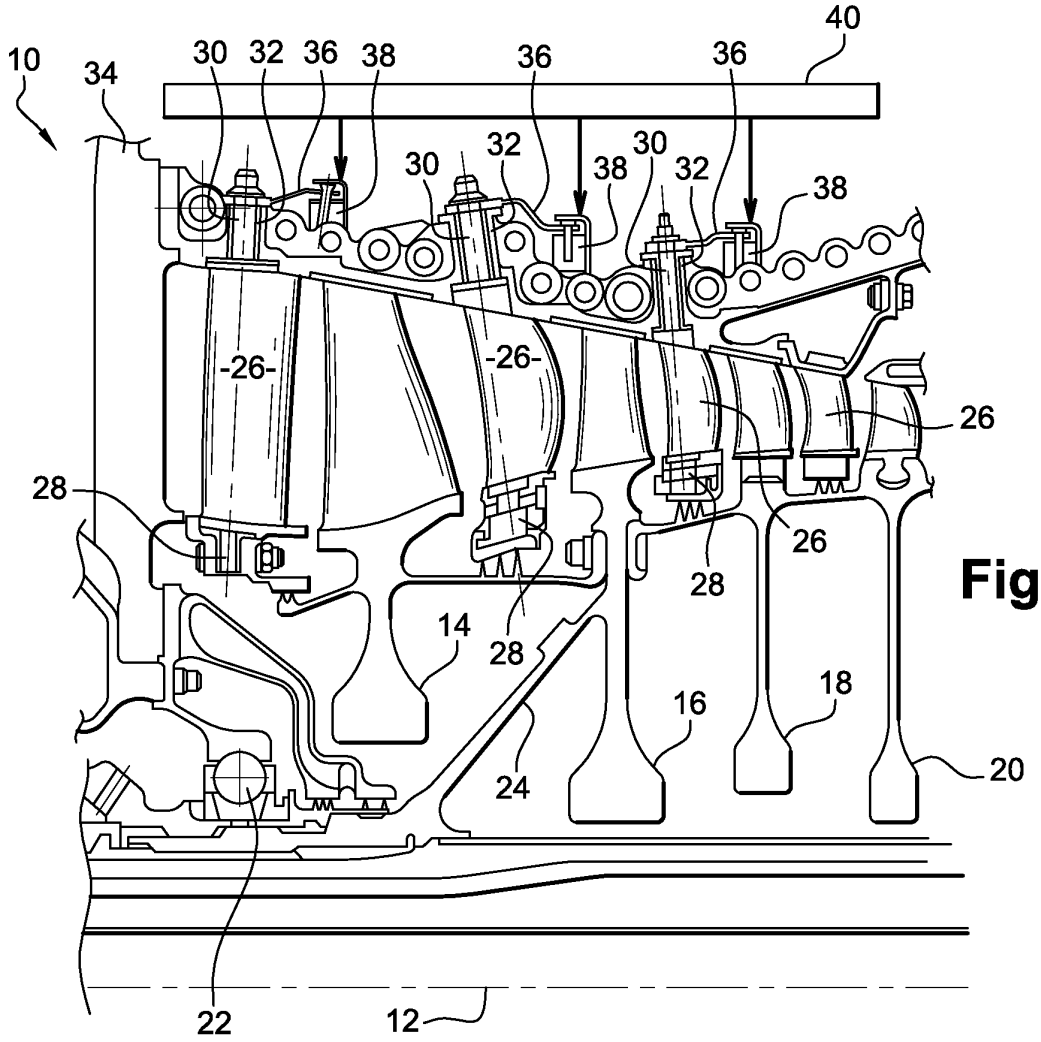

10
34
30
32
36
38
36
36
40
30
32
38
30
32
38
-26-
-26-
26
28
26
28
14
28
16
18
20
24
22
12

Fig. 1

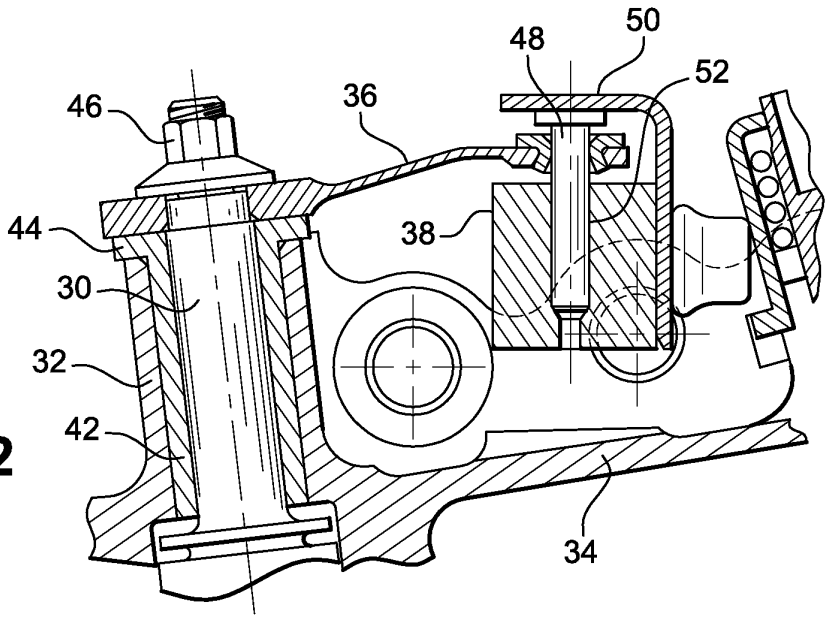

48
50
52
46
36
44
38
30
32
42
34

Fig. 2

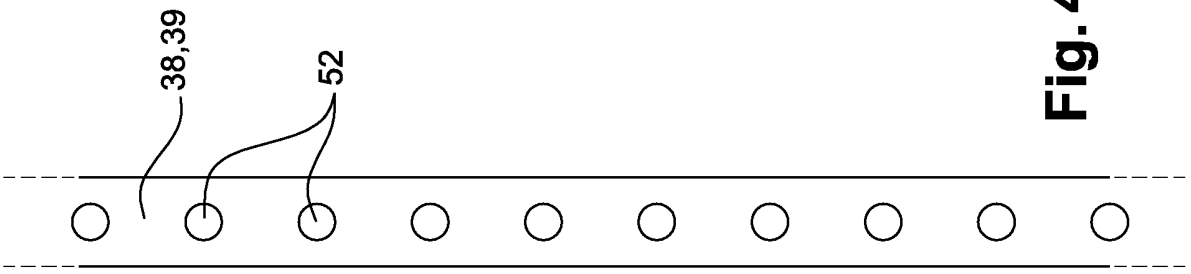


Fig. 4

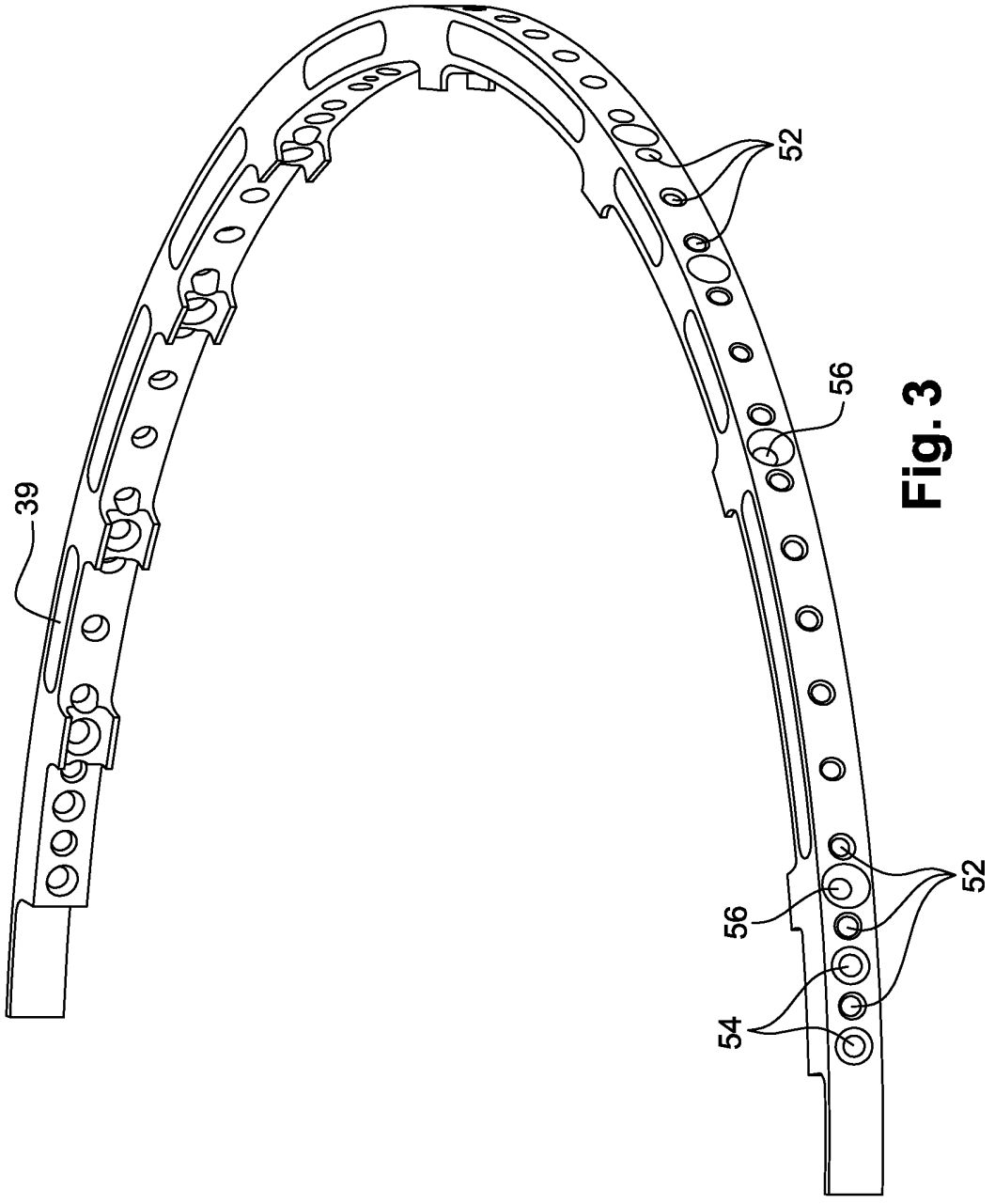


Fig. 3

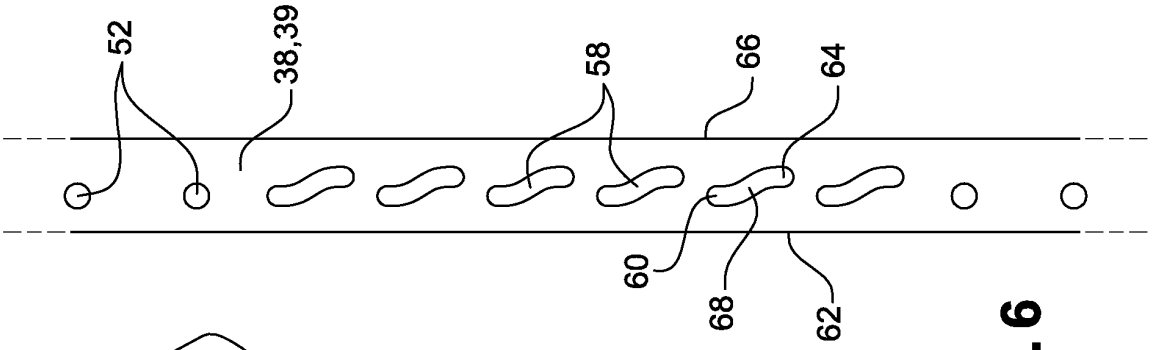


Fig. 6

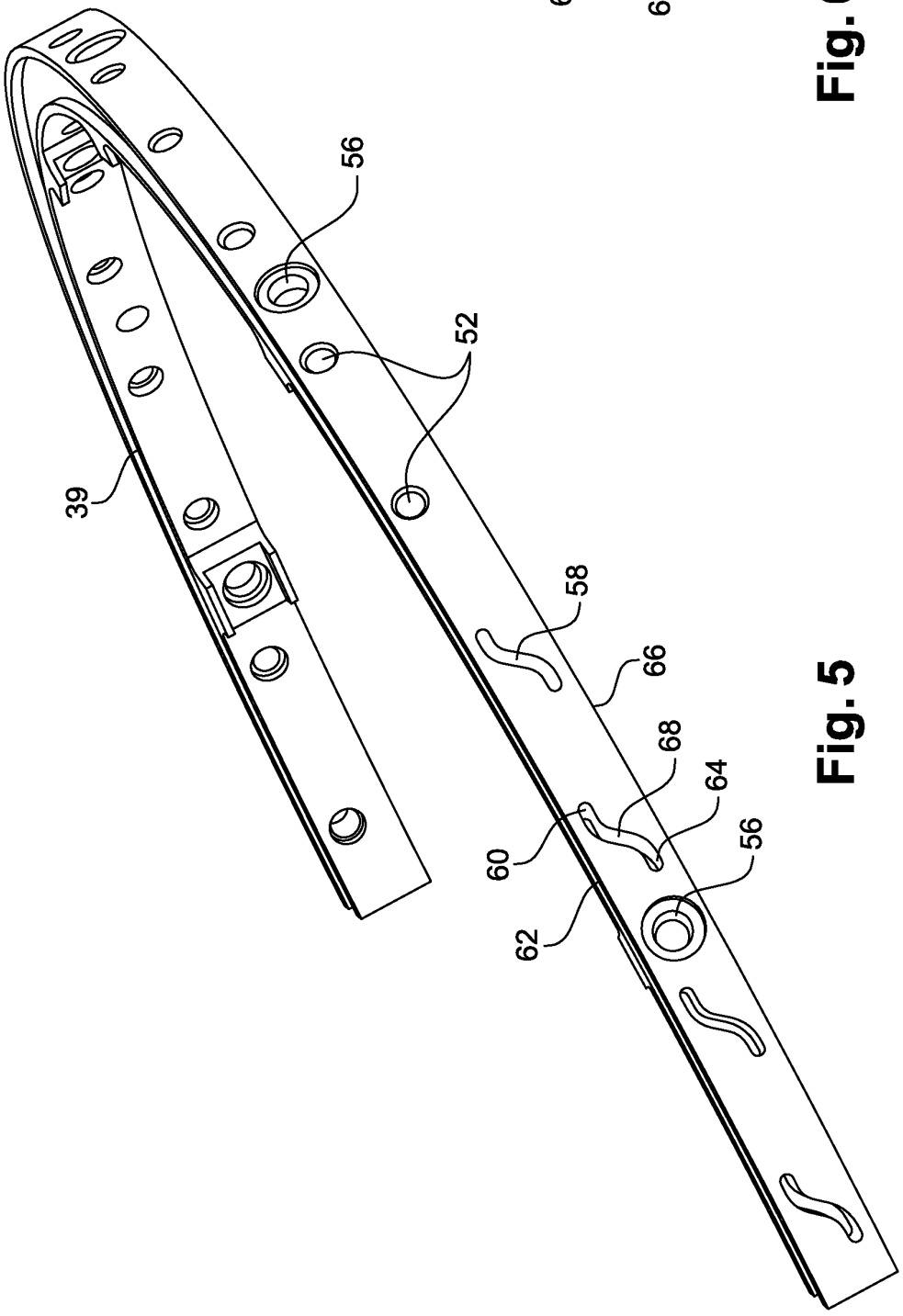


Fig. 5

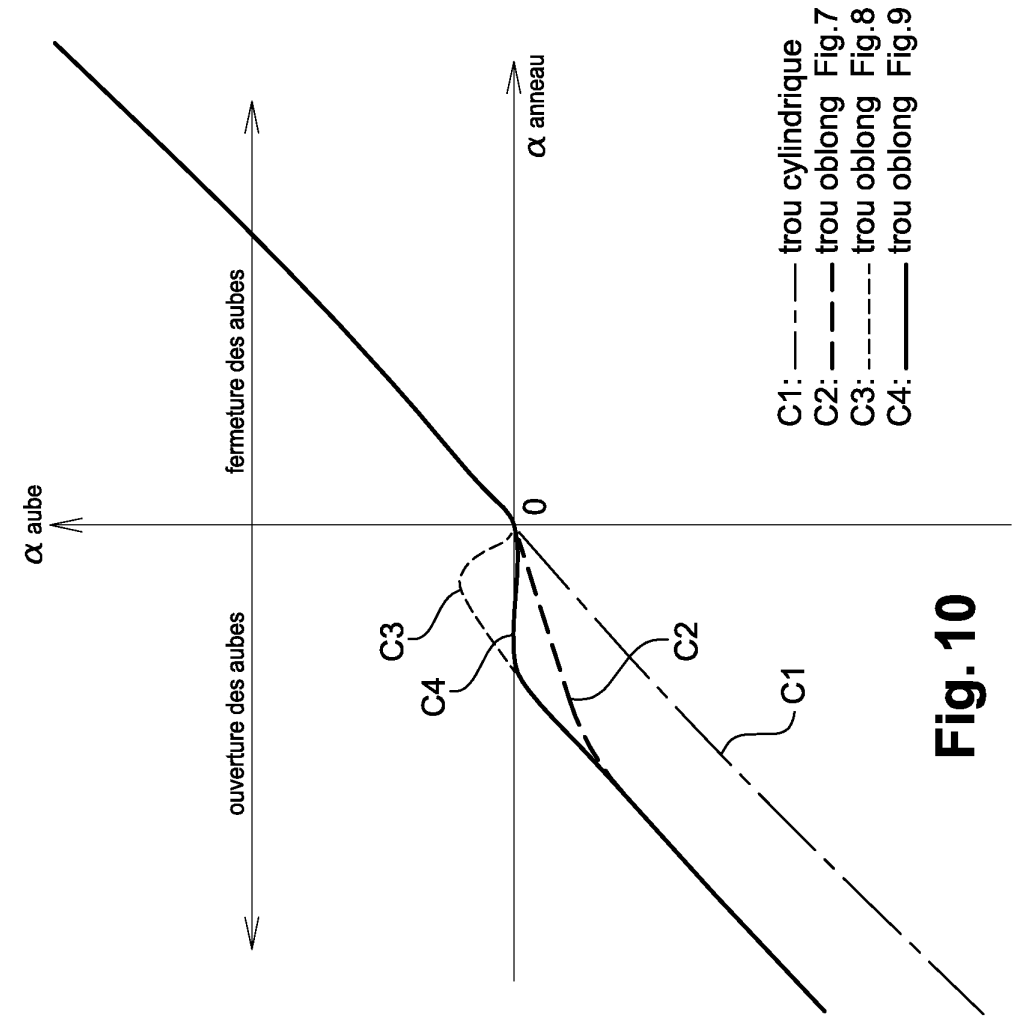


Fig. 10

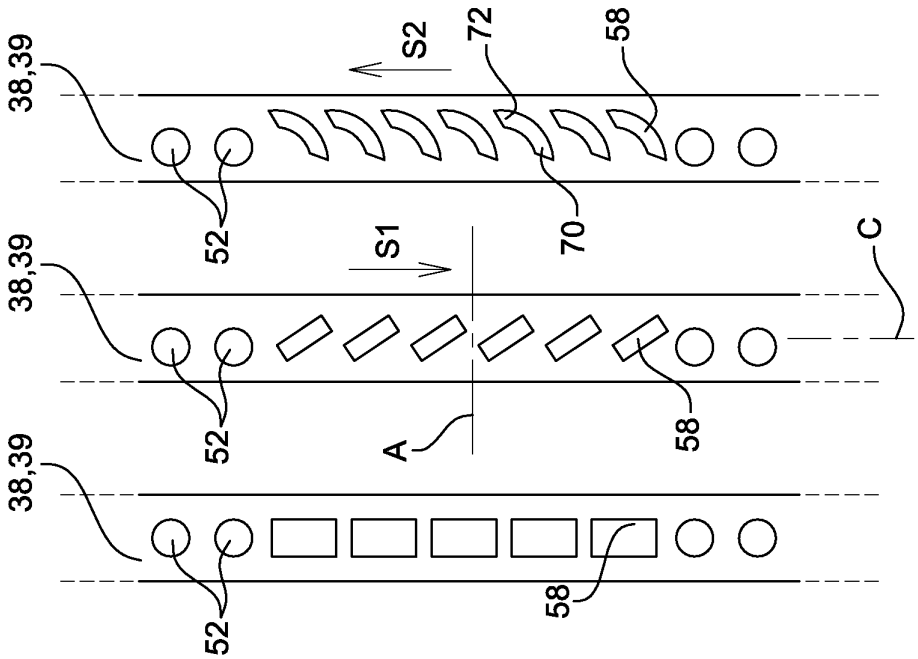


Fig. 7 Fig. 8 Fig. 9

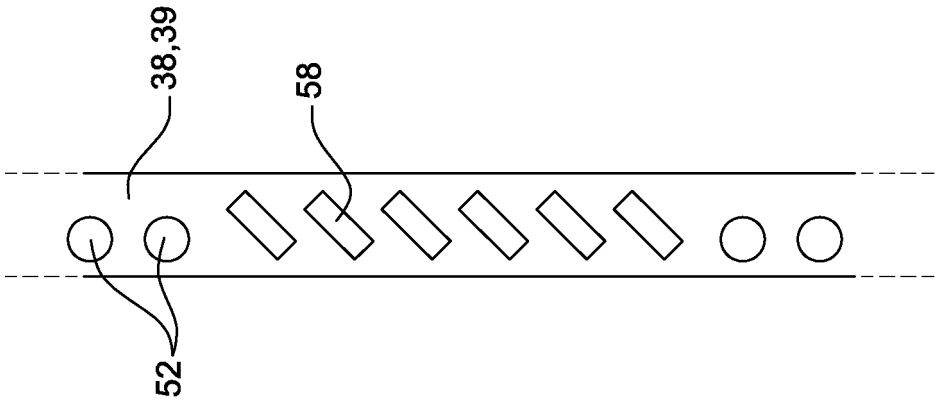


Fig. 13

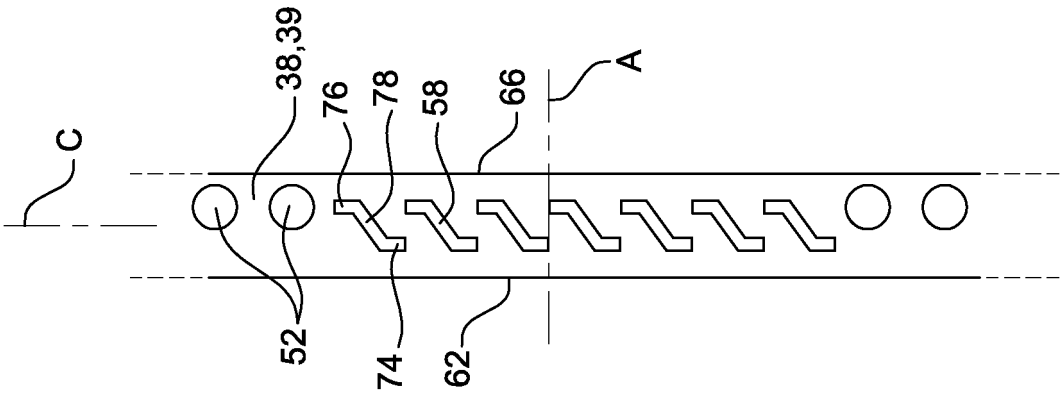


Fig. 12

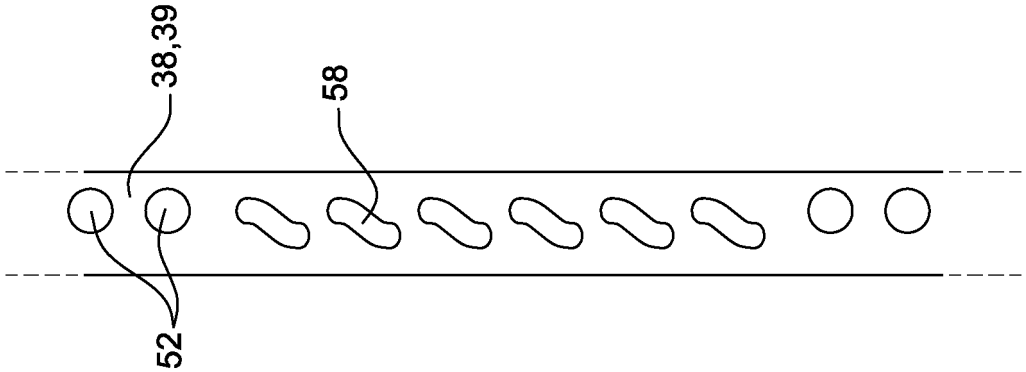


Fig. 11

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

- US 4737071 A **[0009]**
- EP 2204549 A **[0009]**