Office de la Propriété Intellectuelle du Canada
Un organisme d'Industrie Canada

Canadian Intellectual Property Office
An agency of Industry Canada

CA 2761497 C 2017/04/04

(11)(21) 2 761 497

(12) BREVET CANADIEN
CANADIAN PATENT

(13) C

(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2010/05/11
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2010/11/18
(45) Date de délivrance/Issue Date: 2017/04/04
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2011/11/02
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2010/000361
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2010/130893
(30) Priorité/Priority: 2009/05/15 (FR09/02361)

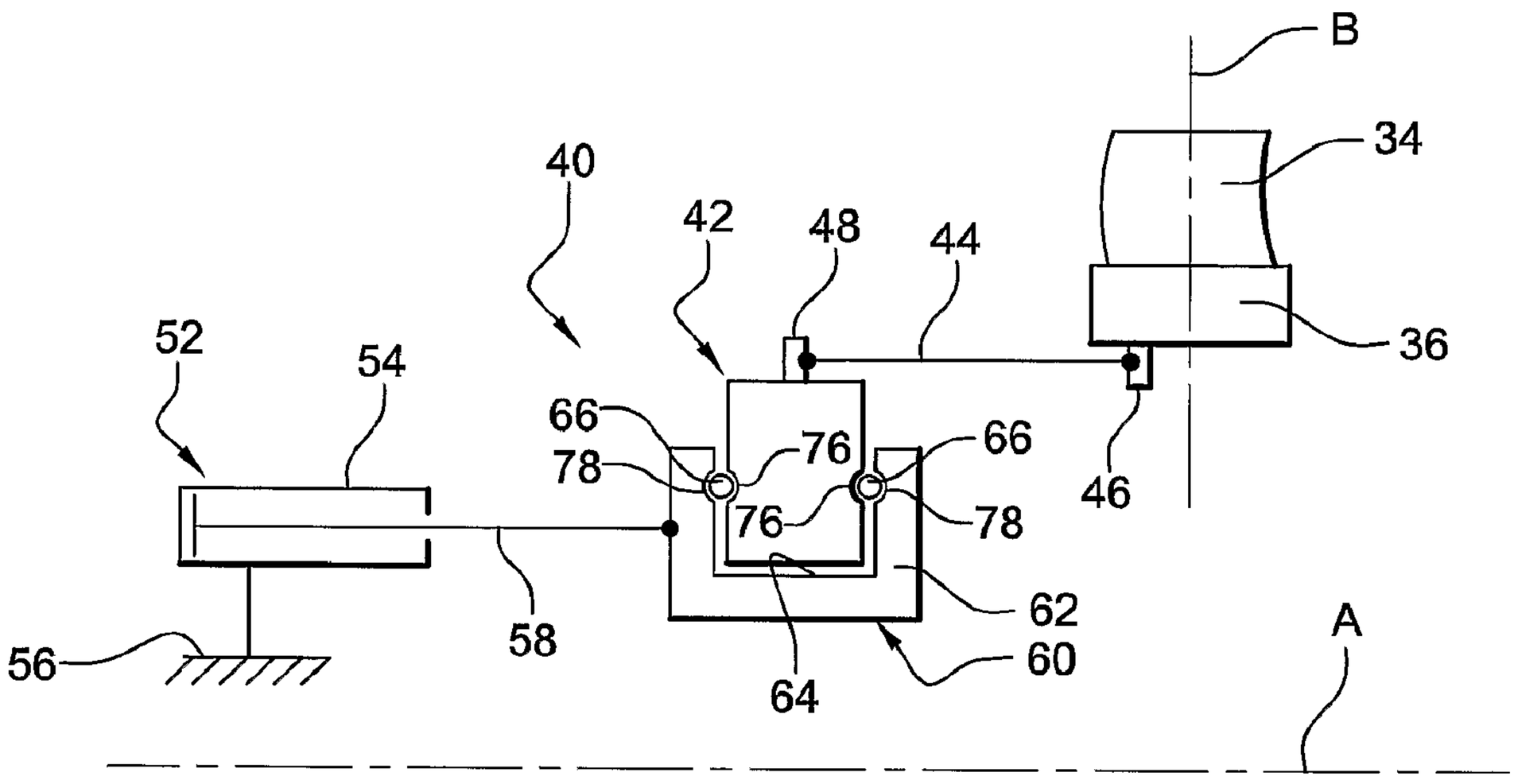
(51) Cl.Int./Int.Cl. *F01D 7/00* (2006.01),
B64C 11/06 (2006.01)

(72) Inventeurs/Inventors:
BELMONTE, OLIVIER, FR;
BOSCO, FRANCK EMMANUEL, FR

(73) Propriétaire/Owner:
SNECMA, FR

(74) Agent: GOUDREAU GAGE DUBUC

(54) Titre : HELICE NON CARENEE A PALES A CALAGE VARIABLE POUR UNE TURBOMACHINE
(54) Title: UNDUCTED PROPELLER INCLUDING VARIABLE PITCH BLADES FOR A TURBINE ENGINE



(57) Abrégé/Abstract:
Turbomachine, comprenant au moins une hélice (22, 24) non carénée à pales à calage variable, ces pales (34) étant portées par des platines (36) sensiblement cylindriques montées à rotation autour de leurs axes (B) dans des logements radiaux d'un élément annulaire de rotor (38) et reliées par leurs extrémités radialement internes à un anneau de commande (42) qui est entraîné en rotation autour de l'axe (A) de la turbomachine avec l'élément de rotor, et qui est déplacable en translation le long de cet axe pour faire tourner les platines autour de leurs axes, l'anneau de commande étant centré et guidé en rotation autour de l'axe de la turbomachine sur des moyens (60) qui sont fixes en rotation et déplacables en translation le long de cet axe au moyen d'un actionneur (52) porté par le stator (56) de la tarbomachine, et où les moyens (60) de centrage et de guidage de l'anneau de commande (42) comprennent un rail annulaire (62) à section sensiblement en U qui s'étend autour de l'axe de la turbomachine et comprend deux parois latérales définissant entre elles une gorge annulaire (64) débouchant vers l'extérieur et dans laquelle est engagé l'anneau de commande (42), des roulements (66) étant montés de part et d'autre de l'anneau de commande entre cet anneau et les parois latérales du rail.

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

(19) Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle
Bureau international

(43) Date de la publication internationale
18 novembre 2010 (18.11.2010)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2010/130893 A1

(51) Classification internationale des brevets :
F01D 7/00 (2006.01) *B64C 11/06* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2010/000361

(22) Date de dépôt international :
11 mai 2010 (11.05.2010)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
09/02361 15 mai 2009 (15.05.2009) FR

(71) Déposant *(pour tous les États désignés sauf US)* : **SNECMA** [FR/FR]; 2, Boulevard du Général Martial Valin, F-75015 Paris (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) Inventeurs/Déposants *(pour US seulement)* : **BELMONTE, Olivier** [FR/FR]; 50, Rue Louis Rodier, F-77930 Perthes en Gatinais (FR). **BOSCO, Franck, Emmanuel** [FR/FR]; 46, rue Marcel l'Herbier, F-91700 Sainte Geneviève des Bois (FR).

(74) Mandataires : **RAMEY, Daniel** et al.; Ernest Gutmann-Yves Plasseraud SAS, 3 rue Auber, F-75009 Paris (FR).

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

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

[Suite sur la page suivante]

(54) **Title** : UNDUCTED PROPELLER INCLUDING VARIABLE PITCH BLADES FOR A TURBINE ENGINE

(54) **Titre** : HÉLICE NON CARÉNÉE À PALES À CALAGE VARIABLE POUR UNE TURBOMACHINE

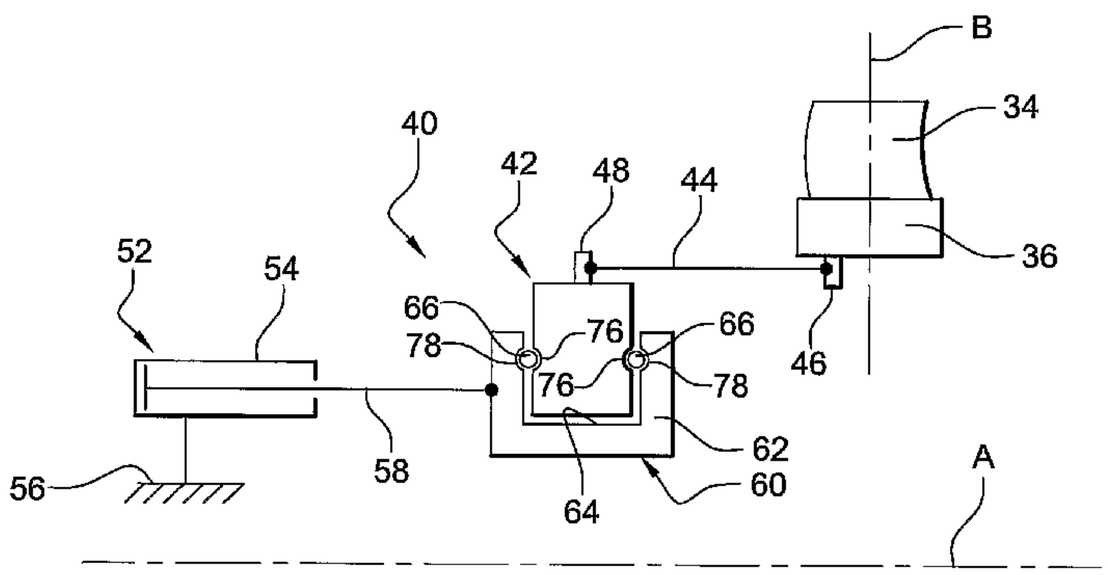


Fig. 2

(57) **Abstract** : The invention relates to a turbine engine, including at least one unducted propeller (22, 24) with variable pitch blades, said blades (34) being supported by substantially cylindrical plate (36) rotatably mounted about the axes (B) thereof in radial recesses of an annular rotor element (38) and connected at the radially inner ends thereof to a control ring (42) that is rotated about the axis (A) of the turbine engine together with the rotor element and that is translatably movable along said axis in order to rotate the plate about the axes thereof, wherein the control ring is centered and guided in rotation about the axis of the turbine engine on means (60) that are rotationally fixed and translatably movable along said axes using an actuator (52) supported by the stator (56) of the turbine engine, and wherein the centering and guiding means (60) of the control ring (42) includes an annular track (62) having a substantially U-shaped cross-section extending about the axis of the turbine engine and including two side walls defining an annular groove (64) therebetween, leading to the outside and in which the control ring (42) is inserted, rolling bearings (66) being mounted on either side of the control ring between said ring and the side walls of the track.

(57) **Abrégé** :

[Suite sur la page suivante]

WO 2010/130893 A1

WO 2010/130893 A1

Publiée :

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

Turbomachine, comprenant au moins une hélice (22, 24) non carénée à pales à calage variable, ces pales (34) étant portées par des platines (36) sensiblement cylindriques montées à rotation autour de leurs axes (B) dans des logements radiaux d'un élément annulaire de rotor (38) et reliées par leurs extrémités radialement internes à un anneau de commande (42) qui est entraîné en rotation autour de l'axe (A) de Ia turbomachine avec l'élément de rotor, et qui est déplacable en translation le long de cet axe pour faire tourner les platines autour de leurs axes, l'anneau de commande étant centré et guidé en rotation autour de l'axe de Ia turbomachine sur des moyens (60) qui sont fixes en rotation et déplacables en translation le long de cet axe au moyen d'un actionneur (52) porté par le stator (56) de Ia turbomachine, et où les moyens (60) de centrage et de guidage de l'anneau de commande (42) comprennent un rail annulaire (62) à section sensiblement en U qui s'étend autour de l'axe de Ia turbomachine et comprend deux parois latérales définissant entre elles une gorge annulaire (64) débouchant vers l'extérieur et dans laquelle est engagé l'anneau de commande (42), des roulements (66) étant montés de part et d'autre de l'anneau de commande entre cet anneau et les parois latérales du rail.

Hélice non carénée à pales à calage variable pour une turbomachine

La présente invention concerne une turbomachine comprenant au moins une hélice non carénée dont les pales sont du type à calage variable.

Une turbomachine du type « open rotor » ou « unducted fan » comprend deux hélices externes non carénées coaxiales et contrarotatives, respectivement amont et aval, qui sont chacune entraînées en rotation par une turbine de la turbomachine et qui s'étendent sensiblement radialement à l'extérieur de la nacelle de cette turbomachine.

Chaque hélice comprend un élément annulaire de rotor comportant des logements sensiblement radiaux répartis autour de l'axe longitudinal de la turbomachine et dans lesquels sont montées des platines sensiblement cylindriques de support des pales de l'hélice. Les platines peuvent tourner dans les logements de l'élément de rotor et sont entraînées en rotation autour des axes des pales par des moyens appropriés de façon à régler le calage angulaire des pales, et à l'optimiser en fonction des conditions de fonctionnement de la turbomachine.

Dans la technique actuelle, les moyens d'entraînement en rotation des platines comprennent des vérins qui sont portés par une partie tournante de la turbomachine, ce qui est un inconvénient car il existe dans ce cas un risque de mauvaise alimentation des vérins. Par ailleurs, ces vérins sont en fonctionnement soumis à des forces centrifuges relativement importantes qui peuvent notamment gêner leur fonctionnement.

On a déjà proposé de contrôler le calage angulaire des pales d'une hélice de turbomachine par l'intermédiaire d'un anneau de commande qui s'étend autour de l'axe de la turbomachine et qui est relié aux platines par des organes de liaison, cet anneau étant déplaçable en translation le long de l'axe de la turbomachine pour entraîner en rotation les platines autour des axes des pales. Dans la technique actuelle, cet anneau de commande forme un écrou et est monté sur une partie tournante de la turbomachine

formant une vis sans fin, la rotation de cette partie tournante provoquant le déplacement de l'anneau en translation le long de l'axe de la turbomachine et donc la rotation des platines de support des pales.

Cependant, cette solution n'est pas non plus satisfaisante car l'ensemble du mécanisme est mis en rotation lors du fonctionnement de la turbomachine. De plus, elle est relativement complexe à réaliser et à mettre en œuvre.

L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, efficace et économique à ces problèmes.

Elle propose à cet effet une turbomachine, comprenant au moins une hélice non carénée à pales à calage variable, ces pales étant portées par des platines sensiblement cylindriques montées à rotation autour de leurs axes dans des logements radiaux d'un élément annulaire de rotor et reliées par leurs extrémités radialement internes à un anneau de commande qui est entraîné en rotation autour de l'axe de la turbomachine avec l'élément de rotor, et qui est déplaçable en translation le long de cet axe pour entraîner la rotation des platines autour de leurs axes, caractérisée en ce que l'anneau de commande est centré et guidé en rotation autour de l'axe de la turbomachine sur des moyens qui sont fixes en rotation et déplaçables en translation le long de cet axe au moyen d'un actionneur porté par le stator de la turbomachine.

Ainsi, selon l'invention, les moyens de déplacement en translation de l'anneau de commande le long de l'axe de la turbomachine sont fixes en rotation et ne sont pas soumis à des efforts centrifuges en fonctionnement. Seul l'anneau de commande et les moyens de liaison de cet anneau aux platines de support des pales sont mobiles en rotation autour de l'axe de la turbomachine.

Selon une autre caractéristique de l'invention, les moyens de centrage et de guidage de l'anneau de commande comprennent un rail annulaire s'étendant autour de l'axe de la turbomachine, et des roulements

montés entre ce rail et l'anneau de commande. Ces roulements permettent de limiter l'usure du rail et des moyens de centrage et de guidage.

Avantageusement, le rail a en section une forme sensiblement en U et comprend deux parois latérales définissant entre elles une gorge annulaire débouchant vers l'extérieur et dans laquelle est engagé l'anneau de commande, les roulements étant montés de part et d'autre de l'anneau de commande entre cet anneau et les parois latérales.

Le rail est de préférence formé de deux pièces annulaires fixées l'une à l'autre, une première pièce définissant une des parois latérales du rail et la seconde pièce à section sensiblement en L définissant le fond de la gorge et l'autre paroi latérale du rail. Les deux pièces du rail peuvent être fixées l'une à l'autre par des vis régulièrement réparties autour de l'axe de la turbomachine.

Les roulements sont par exemple des roulements à billes. L'actionneur est par exemple un vérin électrique, hydraulique ou pneumatique.

Chaque moyen de liaison de l'anneau de commande à une platine de support de pale peut comprendre une biellette dont une extrémité est articulée sur un élément fixé ou formé à l'extrémité radialement interne de la platine, et dont l'autre extrémité est articulée sur un élément qui est lui-même articulé sur une chape de l'anneau de commande, autour d'un axe parallèle à l'axe de la turbomachine.

La turbomachine selon l'invention peut être du type comprenant deux hélices non carénées du type précité qui sont coaxiales et contrarotatives.

L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques et avantages de la présente invention apparaîtront plus clairement à la lecture de la description qui suit faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés, dans lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique en coupe axiale d'une turbomachine à hélices non carénées ;

- les figures 2 et 3 sont des vues schématiques des moyens selon l'invention d'entraînement en rotation des platines de support des pales d'une hélice non carénée de turbomachine, et représentent deux positions angulaires différentes de calage de ces platines ;

- les figures 4 et 5 sont des vues schématiques partielles en perspective d'un exemple de réalisation des moyens d'entraînement des figures 2 et 3.

On se réfère d'abord à la figure 1 qui représente une turbomachine 10 à hélices non carénées (en anglais « open rotor » ou « unducted fan ») qui comporte d'amont en aval, dans le sens d'écoulement des gaz à l'intérieur de la turbomachine, un compresseur 12, une chambre annulaire de combustion 14, une turbine amont 16 haute-pression, et deux turbines aval 18, 20 basse-pression qui sont contrarotatives, c'est-à-dire qu'elles tournent dans des sens opposés autour de l'axe longitudinal A de la turbomachine.

Chacune de ces turbines aval 18, 20 est solidaire en rotation d'une hélice externe 22, 24 qui s'étend radialement à l'extérieur de la nacelle 26 de la turbomachine, cette nacelle 26 étant sensiblement cylindrique et s'étendant le long de l'axe A autour du compresseur 12, de la chambre de combustion 14, et des turbines 16, 18 et 20.

Le flux d'air 28 qui pénètre dans le compresseur 12 est comprimé puis est mélangé à du carburant et brûlé dans la chambre de combustion 14, les gaz de combustion étant ensuite injectés dans les turbines pour entraîner en rotation les hélices 22, 24 qui fournissent la majeure partie de la poussée générée par la turbomachine. Les gaz de combustion sortent des turbines et sont enfin expulsés à travers une tuyère 32 (flèches 30) pour augmenter cette poussée.

Les hélices 22, 24 sont disposées coaxialement l'une derrière l'autre. Chacune de ces hélices 22, 24 comporte une pluralité de pales 34 portées par des platines 36 sensiblement cylindriques qui sont engagées dans des logements radiaux d'un élément annulaire de rotor 38 qui est partiellement représenté aux figures 4 et 5. Cet élément de rotor 38 s'étend autour de

l'axe A de la turbomachine et est relié par des moyens appropriés au rotor d'une des turbines aval 18, 20 pour son entraînement en rotation.

Les platines 36 de support des pales 34 sont montées à rotation autour de leurs axes dans les logements radiaux de l'élément de rotor 38 et sont reliées à des moyens 40 d'entraînement en rotation de ces platines de façon à régler le calage angulaire des pales autour de leurs axes B et à l'optimiser en fonction des conditions de fonctionnement de la turbomachine.

Les moyens 40 selon l'invention d'entraînement en rotation des platines 36 de support des pales 34 sont schématiquement représentés aux figures 2 et 3 et plus en détail aux figures 4 et 5.

Ces moyens d'entraînement 40 comprennent d'une part des éléments tournants reliés aux platines 36 de support des pales et donc à l'élément de rotor 38, et d'autre part des éléments non tournants reliés au stator de la turbomachine.

Les éléments tournants des moyens d'entraînement 40 selon l'invention comprennent un anneau de commande 42 qui s'étend autour de l'axe A de la turbomachine et qui est entraîné en rotation autour de cet axe avec l'élément de rotor 38. Cet anneau de commande 42 est relié par des organes de liaison du type biellette aux platines 36 de support des pales.

Chaque biellette 44 de liaison d'une platine 36 à l'anneau 42 comprend une extrémité articulée sur un pion cylindrique 46 s'étendant radialement vers l'intérieur depuis l'extrémité radialement interne de la platine, et une autre extrémité articulée sur un élément 48 lui-même articulé sur une chape 50 de l'anneau 42. Les axes d'articulation des biellettes sur la platine 36 et l'élément 48 sont parallèles et orientés sensiblement parallèlement à l'axe B de la platine correspondante. L'axe C du pion cylindrique 46 de la platine est parallèle à l'axe B de cette platine et est situé au voisinage de la périphérie externe de la platine de façon à ce que les axes B et C ne soient pas alignés l'un avec l'autre. L'axe d'articulation

de l'élément 48 sur la chape de l'anneau est sensiblement parallèle à l'axe A de la turbomachine.

L'anneau de commande 42 est déplaçable en translation le long de l'axe A de la turbomachine à l'aide des éléments non tournants des moyens d'entraînement 40 selon l'invention, qui comprennent un actionneur 52 dont le corps 54 est fixé sur le stator de la turbomachine et la tige 58 est reliée à des moyens 60 de centrage et de guidage en rotation de l'anneau de commande 42 autour de l'axe A, de façon à déplacer ces moyens 60 le long de l'axe A.

L'actionneur 52 est un vérin hydraulique, pneumatique ou électrique.

Les moyens 60 de centrage et de guidage de l'anneau 42 comprennent un rail annulaire 62 qui s'étend autour de l'axe A de la turbomachine et qui est déplacé en translation le long de cet axe par l'actionneur 52, ce rail comportant une gorge annulaire 64 dans laquelle sont montés des roulements 66 de guidage de l'anneau de commande 42.

Dans l'exemple de réalisation des figures 4 et 5, le rail 62 est formé de deux pièces annulaires coaxiales 68, 70 qui sont fixées l'une à l'autre et délimitent entre elles la gorge 64 précitée de logement de l'anneau 42. La première pièce 68 est sensiblement plane et radiale et définit une première paroi latérale de la gorge. La seconde pièce 70 a en section une forme sensiblement en L et comprend une partie plane qui définit l'autre paroi latérale de la gorge 64, et qui est reliée à sa périphérie interne à une extrémité d'une partie cylindrique qui définit le fond de la gorge 64 et qui est fixée par son extrémité libre à la périphérie interne de la première pièce 68.

Cette première pièce 68 comprend à sa périphérie interne des orifices axiaux 72 de passage de vis qui sont alignés avec des orifices 74 taraudés de l'extrémité libre de la partie cylindrique de la seconde pièce 70. Ces orifices 72, 74 sont régulièrement répartis autour de l'axe A.

Les roulements 66 sont ici deux roulements à billes qui sont montés de part et d'autre du rail 62, entre ce rail et les parois latérales précitées du rail. Les billes de chaque roulement 66 sont ici guidées dans des rainures

annulaires 76, 78 coaxiales et en regard qui sont formées respectivement dans la paroi latérale du rail 62 et la paroi latérale correspondante de l'anneau 42.

Les moyens d'entraînement 40 selon l'invention fonctionnent de la façon suivante. Le déplacement de la tige 58 de l'actionneur 52 le long de l'axe A de la turbomachine entraîne le déplacement en translation du rail 62 le long de cet axe et donc de l'anneau de commande 42 qui est logé dans la gorge annulaire 64 du rail. Le déplacement en translation de l'anneau 42 provoque, par l'intermédiaire des biellettes 44, la rotation des platines 36 autour des axes B des pales 34. Dans la figure 1, la tige 58 de l'actionneur est en position rentrée et le rail 62 et l'anneau 42 sont en position reculée dans laquelle les pales 34 ont une certaine position angulaire par rapport à leurs axes B. Dans la figure 2, la tige 58 de l'actionneur est en position sortie et le rail et l'anneau sont en position avancée dans laquelle les pales ont une autre position angulaire par rapport à leurs axes B. Le débattement angulaire maximal des pales autour de leurs axes est de 75° environ (entre -30 et +45° environ).

La vitesse de rotation V de l'anneau de commande 42 est de l'ordre de 73m/s dans un cas particulier de réalisation ($V = \omega.R$, ω = 1000tr/min ou 104rad/s et R = 726mm). Cette vitesse est nettement plus faible que celle d'un élément tournant d'un corps haute-pression de turbomachine, qui est de V' = 102m/s dans un cas particulier (ω = 16 000tr/min ou 1674 rad/s et R = 61mm).

REVENDICATIONS

1. Turbomachine, comprenant au moins une hélice (22, 24) non carénée à pales à calage variable, ces pales (34) étant portées par des platines (36) sensiblement cylindriques montées à rotation autour de leurs axes (B) dans des logements radiaux d'un élément annulaire de rotor (38) et reliées par leurs extrémités radialement internes à un anneau de commande (42) qui est entraîné en rotation autour de l'axe (A) de la turbomachine avec l'élément de rotor, et qui est déplaçable en translation le long de cet axe pour faire tourner les platines autour de leurs axes, l'anneau de commande étant centré et guidé en rotation autour de l'axe de la turbomachine sur des moyens (60) qui sont fixes en rotation et déplaçables en translation le long de cet axe au moyen d'un actionneur (52) porté par le stator (56) de la turbomachine, caractérisée en ce que les moyens (60) de centrage et de guidage de l'anneau de commande (42) comprennent un rail annulaire (62) à section sensiblement en U qui s'étend autour de l'axe de la turbomachine et comprend deux parois latérales définissant entre elles une gorge annulaire (64) débouchant vers l'extérieur et dans laquelle est engagé l'anneau de commande (42), des roulements (66) étant montés de part et d'autre de l'anneau de commande entre cet anneau et les parois latérales du rail.

2. Turbomachine selon la revendication 1, caractérisée en ce que le rail (62) est formé de deux pièces annulaires (68, 70) coaxiales fixées l'une à l'autre, une première pièce (68) définissant une des parois latérales du rail, et la seconde pièce (70) à section sensiblement en L définissant le fond de la gorge (64) et l'autre paroi latérale du rail.

3. Turbomachine selon la revendication 2, caractérisée en ce que les deux pièces (68, 70) du rail (62) sont fixées l'une à l'autre par des vis régulièrement réparties autour de l'axe (A) de la turbomachine.

4. Turbomachine selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisée en ce que les roulements (66) sont des roulements à billes.

5. Turbomachine selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisée en ce que l'actionneur (52) est un vérin électrique, hydraulique ou pneumatique.

6. Turbomachine selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisée en ce que l'anneau de commande (42) est relié aux platines (36) de support de pale (34) par des bielles comprenant une extrémité articulée sur un élément fixé ou formé à l'extrémité radialement interne de la platine, et une autre extrémité articulée sur un élément (48) qui est lui-même articulé sur une chape (50) de l'anneau de commande, autour d'un axe parallèle à l'axe (A) de la turbomachine.

7. Turbomachine selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisée en ce qu'elle comprend deux hélices (22, 24) non carénées du type précité qui sont coaxiales et contrarotatives.

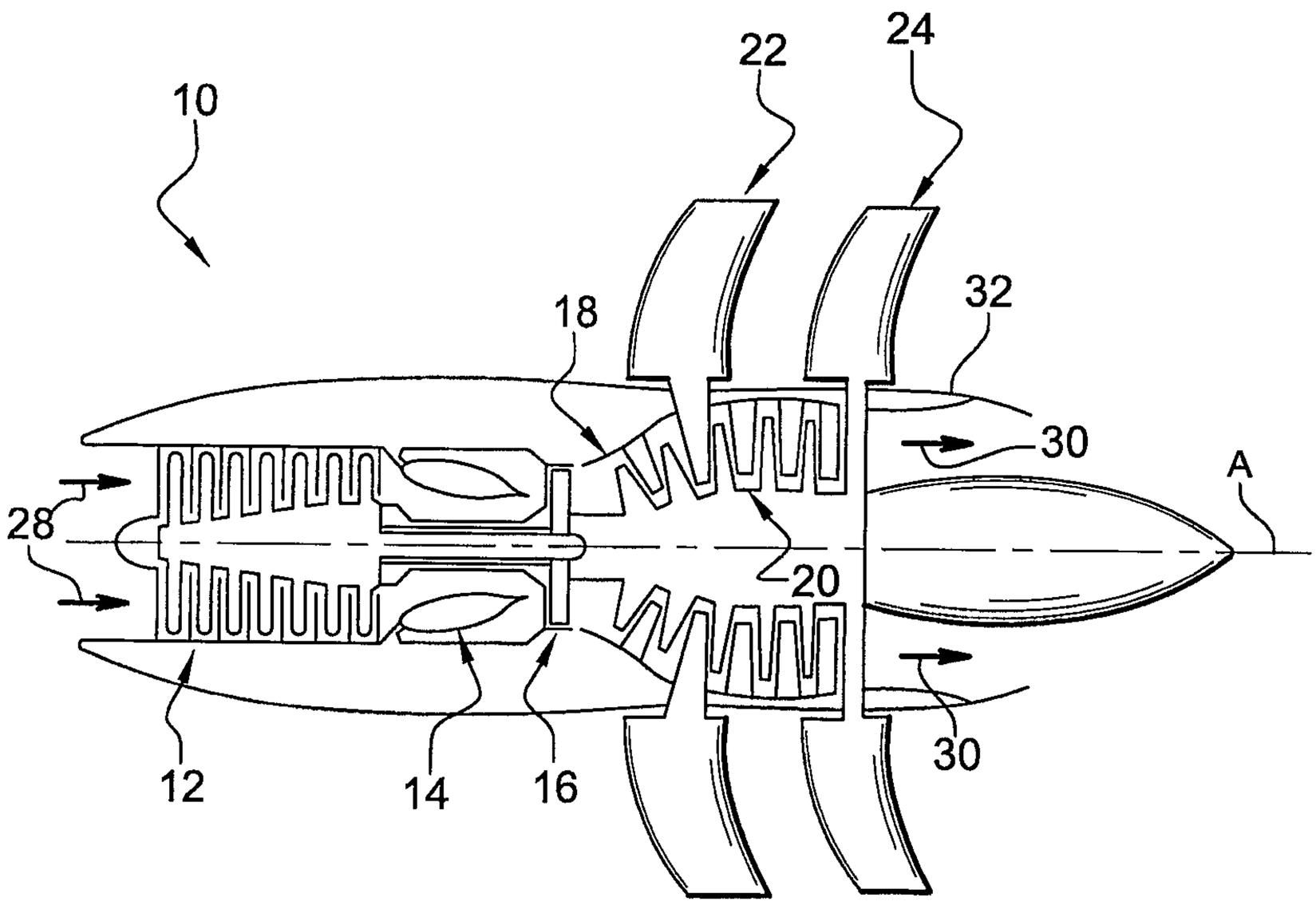


Fig. 1

ART ANTÉRIEUR

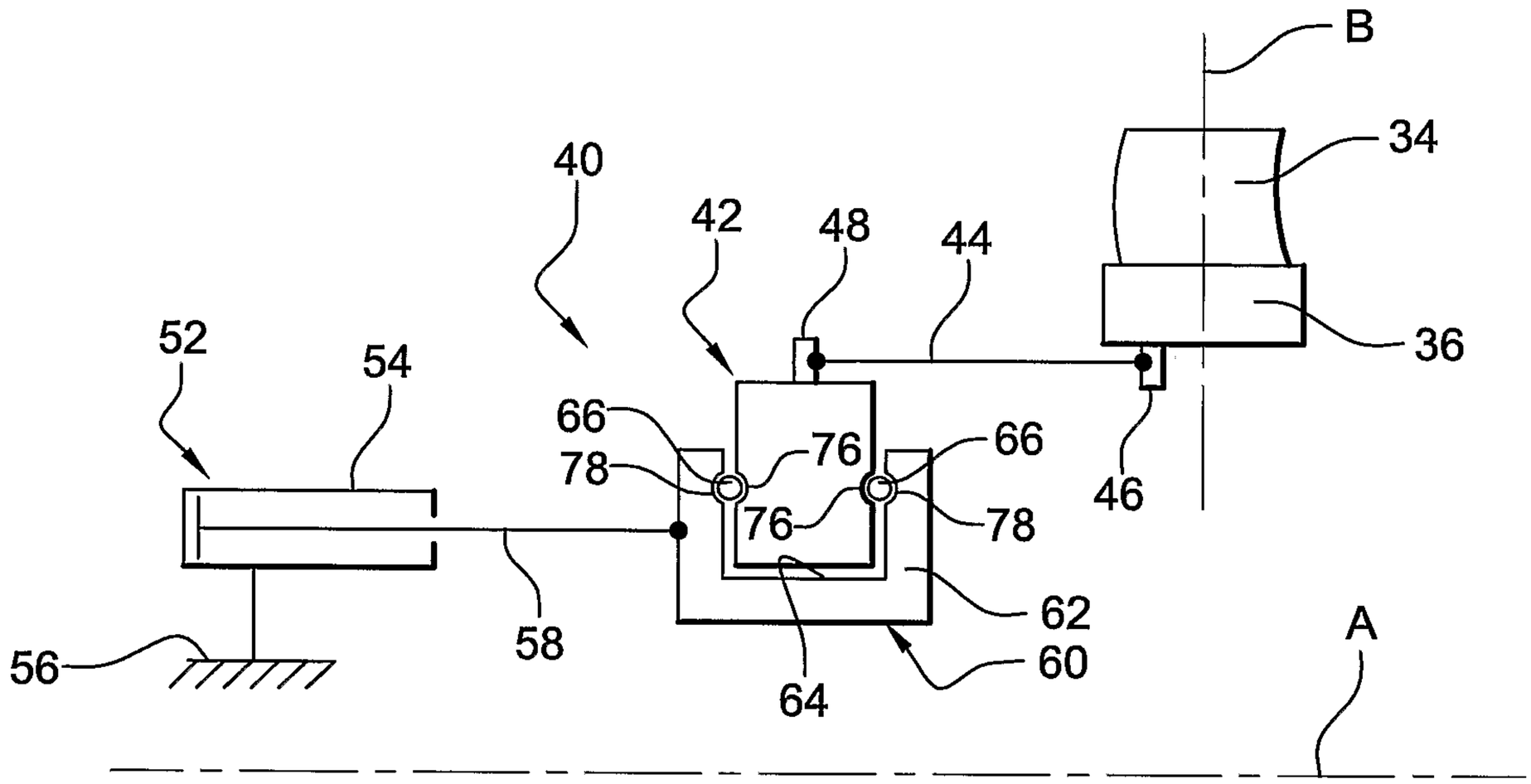

B
34
40
42
48
44
36
52
54
66
78
76
66
46
76
78
62
58
A
56
64
60

Fig. 2

B
40
42
48
44
52
54
66
78
76
66
46
76
78
62
58
A
56
64
60

Fig. 3

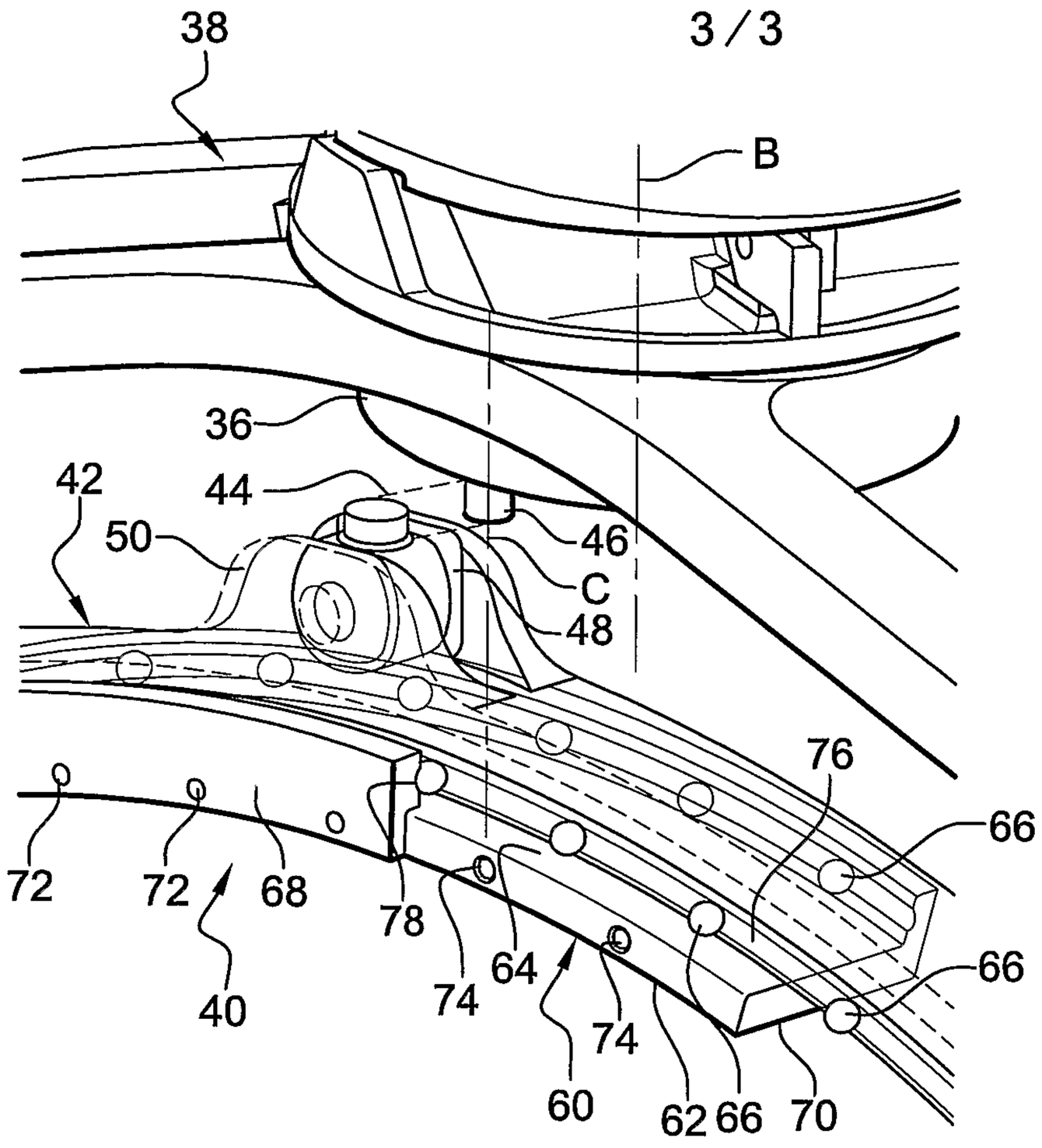

38
B
36
42
44
46
50
C
48
76
66
72
72
68
78
64
74
74
66
40
60
62
66
70

Fig. 4

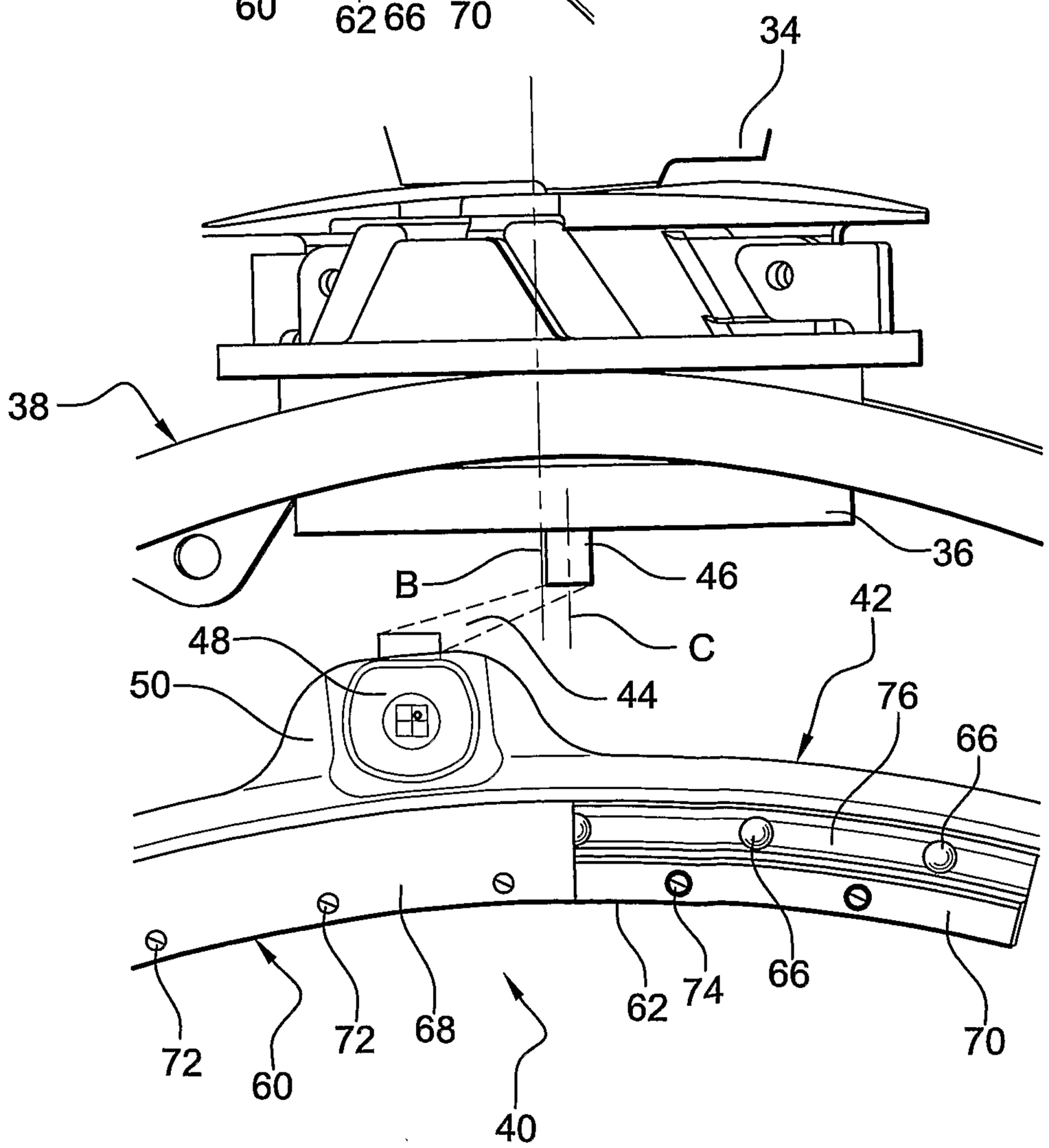
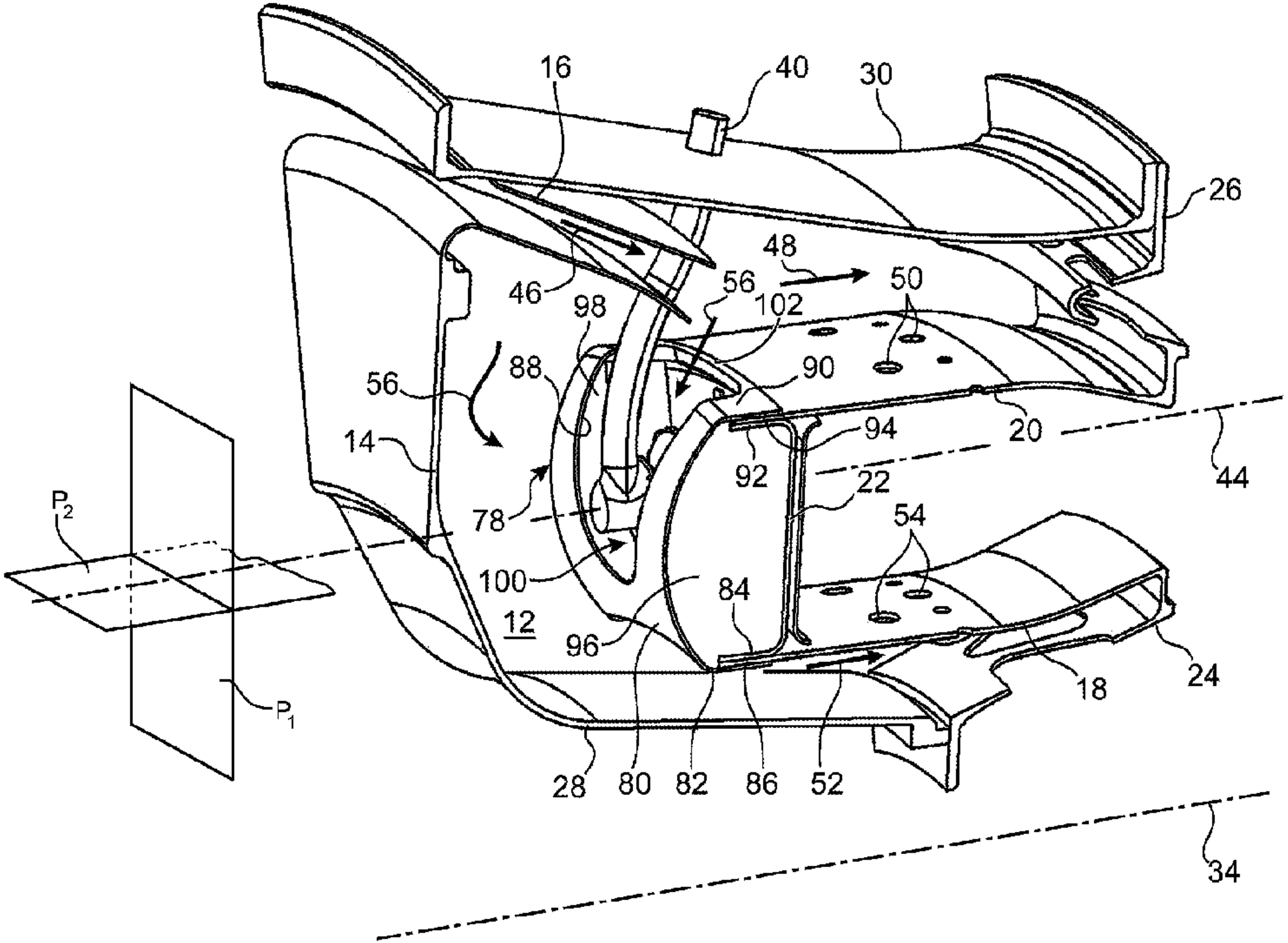

34
38
36
B
46
42
48
C
44
50
76
66
72
60
72
68
40
62
74
66
70

Fig. 5


16
40
30
26
48
50
56
102
46
98
88
56
90
14
94
20
92
22
44
78
54
100
84
12
96
24
18
28
80
82
86
52
34
P_2
P_1