

A1

**DEMANDE  
DE BREVET D'INVENTION**

②①

**N° 81 15171**

---

⑤④ Joints d'étanchéité à l'air pour turbomachines.

⑤① Classification internationale (Int. Cl. <sup>3</sup>). F 01 D 9/00; F 02 C 7/28 // F 02 K 3/00.

②② Date de dépôt..... 5 août 1981.

③③ ③② ③① Priorité revendiquée : *Grande-Bretagne, 6 août 1980, n° 80 25692.*

④① Date de la mise à la disposition du  
public de la demande..... B.O.P.I. — « Listes » n° 12 du 26-3-1982.

---

⑦① Déposant : Société dite : ROLLS ROYCE LIMITED, société anglaise à responsabilité limitée,  
résidant en Grande-Bretagne.

⑦② Invention de : Trevor Harold Speak, John Derek Kernon et Derek Aubrey Roberts.

⑦③ Titulaire : *Idem* ⑦①

⑦④ Mandataire : Cabinet Germain Maureau et Millet, conseils en brevets d'invention,  
64, rue d'Amsterdam, 75009 Paris.

La présente invention concerne des structures de stators pour turbomachines dans lesquelles sont incorporés des joints d'étanchéité à l'air formés entre une plaque d'obturation et un ensemble rotor.

5 Il existe des cas où le rotor conçu par exemple pour une turbine de turbomachine est pourvu d'une ou plusieurs saillies étroitement espacées d'une surface d'une plaque d'obturation statique pour former un joint d'étanchéité à l'air réduisant au minimum la fuite de l'air de refroidissement en direction  
10 radiale dans le passage du courant du fluide de travail de la turbine. En utilisation, le rotor se chauffe et se dilate radialement par rapport aux structures statiques. Dans les turbomachines de l'art antérieur, cette dilatation est compensée par une augmentation de l'interstice initial existant entre  
15 les parties en coopération du rotor et de la plaque d'obturation de manière que ces parties ne viennent pas en contact mutuel quand il y a dilatation. Dans ces machines connues, on n'obtient une étanchéité maximale que lorsque le rotor atteint une température prédéterminée. Aux autres températures du rotor,  
20 l'interstice est soit trop important et ne constitue donc pas un joint efficace, soit trop étroit, auquel cas les parties en rotation peuvent toucher et provoquer des dégâts aux parties statiques.

Un objet de la présente invention est de proposer un  
25 ensemble stator pour turbomachine qui, en utilisation, ait une dilatation et une contraction thermiques qui ressemblent à celles de l'ensemble rotor. On espère ainsi maintenir un joint d'étanchéité à l'air efficace entre les parties en coopération de l'ensemble stator et du rotor au cours de tous les  
30 modes de fonctionnement de la turbomachine.

Selon la présente invention, il est proposé un ensemble stator pour turbomachine comprenant un aubage de stator définissant un passage de courant annulaire et une plaque d'obturation annulaire portée par l'aubage du stator, mais pouvant  
35 se déplacer radialement par rapport à l'aubage du stator, la plaque d'obturation étant pourvue d'une ou plusieurs surfaces coopérant avec une ou plusieurs surfaces d'un ensemble rotor

adjacent à la plaque d'obturation pour définir un joint d'é-  
tanchéité à l'air réduisant le courant d'air en direction  
radiale vers l'extérieur, c'est-à-dire en direction du passa-  
ge de courant annulaire, la plaque d'obturation étant pourvue  
5 d'une masse d'inertie thermique conformée, constituée et dis-  
posée de manière qu'en utilisation, sa réponse thermique com-  
mande le taux de dilatation et de contraction thermique de la  
plaque d'obturation dans les directions radiales pour s'adap-  
ter au taux de dilatation et de contraction thermique de l'en-  
10 semble rotor dans les directions radiales et contrôler de ce  
fait l'espace entre les surfaces de la plaque d'obturation et  
l'ensemble rotor qui coopèrent pour définir le joint d'étan-  
chéité à l'air.

De préférence, la plaque d'obturation est subdivisée en  
15 segments de manière qu'elle puisse se déplacer dans les direc-  
tions radiales sans contraintes inutiles.

On décrira maintenant, uniquement à titre d'exemples  
non limitatifs, des modes de réalisation de la présente in-  
vention en référence au dessin ci-annexé dans lequel :

20 La figure 1 est une vue schématique d'une turbomachine  
à gaz d'aviation à plusieurs rotors du type à dérivation dans  
laquelle est incorporé un ensemble stator constitué selon la  
présente invention ;

La figure 2 est une vue en coupe d'une partie du premier  
25 étage de la turbine à haute pression de la figure 1 ;

La figure 3 représente, à plus grande échelle, une pla-  
que d'obturation de l'un des ensembles staturs représentés à  
la figure 2.

La figure 1 représente une turbomachine à gaz d'aviation  
30 10 comprenant un ventilateur compresseur à étage unique et  
basse pression 11 monté dans une conduite de dérivation 12 et  
une partie centrale du moteur comprenant, en série, dans le  
sens du courant, un compresseur à courant axial à haute pres-  
sion et à plusieurs étages 13, une chambre de combustion 14,  
35 une turbine à haute pression et à deux étages 15, une turbine  
à basse pression et à plusieurs étages 16 et un tube d'échap-  
pement.

Si l'on se réfère, en particulier, à la figure 2, la

turbine à haute pression 15 comprend un ensemble rotor de turbine consistant en deux étages. Chaque étage de turbine comprend lui-même un disque de turbine annulaire 16, 17 comportant une partie centrale 18 importante et une pluralité  
5 d'aubes de turbine 19 équidistantes autour du pourtour du disque.

Chaque disque 16, 17 est pourvu de fentes 20 équidistantes de fixation des aubes, du type bien connu en racine de sapin, et chaque aube comprend une racine en forme de sa-  
10 pin 21 qui se loge dans les fentes 20 de chaque disque 16, 17 qui les retiennent. Les aubes 19 ont une section de forme aérodynamique 22, une enveloppe de pointe 23, une plate-forme 24 et une tige 25 entre la plate-forme 24 et la racine en forme de sapin.

15 Le disque de turbine 16 du premier étage comprend une collerette 26 au moyen de laquelle il est fixé sur l'arbre 27 du compresseur à haute pression. Le disque de turbine 16 du premier étage est boulonné sur le disque de turbine 17 du second étage et il est pourvu d'une collerette 28 en saillie  
20 vers l'arrière et formant une partie du joint à labyrinthe 29. Le joint à labyrinthe 29 coopère avec la structure fixe 30 portée par l'aubage directeur d'entrée 31 de la turbine à basse pression. L'arbre 27 est supporté au moyen d'un organe de liaison 32 qui tourne dans un palier (non représenté).

25 L'arbre 33 qui relie le compresseur à basse pression à la turbine à basse pression passe par l'alésage central des disques 16, 17 et un tube de recouvrement 34 est disposé entre l'organe 32 et l'arbre 27 du compresseur à haute pression pour déterminer un élément de couverture étanche à l'air sur l'ar-  
30 bre 33.

Le disque de turbine 16 du premier étage est pourvu de trois organes 34, 35, 36 sur son côté amont, dont chacun a une surface qui coopère avec une surface d'une partie adja-  
35 cente d'un ensemble stator 37, constituée selon la présente invention pour définir des joints d'étanchéité à l'air.

L'ensemble stator 37 comprend un aubage directeur d'entrée 38 en segments, monté dans le carter externe 40 de la turbine. Les segments de l'aubage directeur comprennent

chacun des plate-formes interne et externe 41, 42 interconnectées par une pluralité d'aubes directrices 43 de forme aérodynamique pour définir un passage de courant annulaire.

La plate-forme interne 41 supporte la paroi interne d'une  
5 chambre de combustion annulaire 44 (la paroi externe de la chambre de combustion 44 est supportée par le carter externe 45). La plate-forme interne comprend deux collerettes 46, 47 faisant saillie radialement vers l'intérieur. La collerette 46 se loge dans un évidement circonférentiel externe d'une  
10 structure de paroi 48 servant à définir un certain nombre de parcours de courant séparés pour l'air de refroidissement. La structure de paroi 48 est maintenue en place par une cheville 39 autorisant un mouvement radial relatif entre la structure de paroi 48 et l'aubage directeur.

15 Sur la structure de paroi 48 est boulonné le carter interne 50 de la chambre de combustion. Ce carter entoure les régions internes de la chambre de combustion 44 et il est supporté, à son extrémité amont, par l'ensemble 51 des tuyères de sortie des aubes directrices et du diffuseur du compresseur  
20 à haute pression 13 (voir figure 1). Les boulons 52 servent à serrer une plaque d'obturation 53 sur la structure de paroi 48.

La plaque d'obturation 53 est annulaire et comprend une pluralité de segments. Les interstices s'étendant radiale-  
25 ment entre les segments sont rendus étanches soit par chevauchement des segments, soit au moyen d'une plaque mince portée par chaque segment. La circonférence externe de la plaque d'obturation 53 est pourvue d'un évidement dans lequel la collerette 47 de la plate-forme interne de l'aubage directeur vient  
30 se loger. La plaque d'obturation 53 comprend deux évidements dans chacun desquels se dispose une mince paroi 54, 55. Ces parois minces font saillie vers l'avant à partir du plan de la plaque 53 et sont boulonnées à la structure de paroi 48 par les boulons 52 et les écrous 56.

35 La paroi mince 55 est pourvue d'une masse importante 57 à son extrémité adjacente à la circonférence interne de la plaque d'obturation 53, et dans la masse 57 est prévu un évidement dans lequel se loge une collerette de la plaque

d'obturation 53. La masse 57 forme ainsi, de façon efficace, une masse d'inertie thermique pour la plaque d'obturation et elle est dimensionnée, conformée et disposée par rapport au disque 16 et réalisée en un matériau approprié par rapport à  
5 celui du disque afin qu'en utilisation, sa dilatation et sa contraction thermiques, dans les directions radiales, commandent les mouvements en direction radiale de la plaque 53 de manière qu'ils s'adaptent aux mouvements en direction radiale du disque 16.

10 La plaque d'obturation 53 comprend deux collerettes concentriques 58, 59 faisant saillie en direction du disque 16 (voir figure 3).

Ces collerettes 58, 59 ont des surfaces en confrontation et elles coopèrent avec des surfaces sur les organes  
15 portés par le disque pour définir les joints d'étanchéité à l'air (dont le fonctionnement sera décrit plus loin). En commandant les mouvements en direction radiale de la plaque d'obturation 53 pour s'adapter à ceux du disque 16 du rotor, on peut maintenir les jeux entre les surfaces en coopération qui  
20 définissent le joint d'étanchéité à l'air et obtenir une efficacité optimale du joint.

La masse 57 comprend un évidement dans lequel se loge une plaque de recouvrement 60 qui recouvre la face amont du disque 16.

25 La structure de paroi 48 et les parois minces 54, 55 définissent trois chambres séparées et de ce fait des parcours de courant séparés pour l'air de refroidissement. Le premier parcours passe, entre la chambre de combustion 44 et le carter interne 49, dans des cavités prévues à l'intérieur des aubes  
30 directrices 43 pour sortir par des trous à la surface des aubes. Le second courant passe par l'intermédiaire de l'espace entre le carter interne 50 et la structure de paroi 48, dans une ouverture prévue entre les boulons 52 pour sortir par des buses 61 prévues dans la plaque d'obturation 53 sur le côté  
35 interne du joint d'étanchéité à l'air. Ce courant d'air est utilisé pour refroidir les aubes de la turbine, comme décrit dans la demande de brevet britannique 46540/78, correspondant à la demande française n° 78 35354 du 15 Décembre 1978, et

refroidir le disque 16. Le troisième courant est dirigé par l'espace entre l'arbre à haute pression et la structure de paroi 48, en passant par des trous radiaux pratiqués dans la collerette de la paroi mince 55 entre les boulons 52 pour  
5 sortir par des buses 62 disposées radialement sur le côté externe du joint d'étanchéité à l'air, Cet air est transféré par des canalisations et des buses du disque de turbine 16 comme décrit dans la demande de brevet britannique n° 7930150.

Les buses 61 peuvent être dirigées parallèlement à  
10 l'axe de rotation du disque ou radialement vers l'intérieur ou l'extérieur. On préfère diriger les buses 61 dans la même direction que la direction du rotor pour entraîner l'air en rotation dans la même direction que celle du rotor. Ainsi, on pense que de l'énergie est extraite de l'air pour le re-  
15 froidir encore plus et que dans le même temps le tourbillon forcé force une partie de l'air à se déplacer radialement vers l'intérieur, à l'encontre des forces centrifuges appliquées à l'air, dans l'espace compris entre la plaque de recouvrement et le rotor 16. Cet air de refroidissement est dirigé par  
20 l'alésage central des disques 16, 17 et utilisé pour pressuriser les joints périphériques 70, 71 du disque interne.

Le disque 16 est pourvu de deux organes d'étanchéité 63, 64 ayant des surfaces coopérant avec un ensemble stator 65 disposé entre les deux disques de rotor 16, 17 de la turbine.  
25 L'ensemble stator 65 comprend un aubage directeur d'entrée à segments 66 du second étage à haute pression de la turbine et l'aubage directeur 66 est monté à sa périphérie externe dans le carter externe 40 de la turbine.

Les segments de l'aubage directeur comprennent une plate-  
30 forme interne 67 pourvue d'un tenon se logeant dans l'évidement circonférentiel externe d'une seconde plaque d'obturation 68. La seconde plaque d'obturation 68 est de forme générale annulaire et elle comprend une masse 69 en faisant partie intégrante et remplissant une fonction semblable à celle de la  
35 masse 57. La plaque d'obturation comprend une collerette cylindrique 72 qui a une surface coopérant avec une surface de l'organe d'étanchéité 64 sur le disque de turbine 16 du premier étage et deux collerettes cylindriques 73, 74 espacées

radialement, ayant des surfaces coopérant avec les surfaces des organes d'étanchéité 75, 76 prévus sur la face amont du disque de turbine 17 du second étage.

5 La masse 69 est conformée, dimensionnée et disposée de manière que sa réponse thermique commande le mouvement en direction radiale de la plaque d'obturation 68 pour s'adapter à celle des disques 16 et 17 et contrôler les jeux du joint d'étanchéité à l'air.

10 On verra que la plaque d'obturation 68 a une forme en coupe en "V" pour qu'elle soit flexible dans les directions radiales. La plaque d'obturation 68 n'est pas subdivisée en segments.



REVENDICATIONS

1. Ensemble stator de turbomachine, comprenant un aubage de stator définissant un passage de courant annulaire, une plaque d'obturation annulaire portée par l'aubage de stator, mais mobile radialement par rapport à l'aubage de stator, la plaque d'obturation étant pourvue d'une ou plusieurs surfaces qui coopèrent avec une ou plusieurs surfaces d'un ensemble rotor adjacent à la plaque d'obturation pour définir un joint d'étanchéité à l'air qui réduit le courant de l'air radialement vers l'extérieur en direction du passage de courant annulaire, caractérisé en ce que la plaque d'obturation (53) est pourvue d'une masse d'inertie thermique (57) conformée, constituée et disposée de manière qu'en utilisation, sa réponse thermique commande le taux de dilatation et de contraction thermique de la plaque d'étanchéité (53) dans les directions radiales pour s'adapter au taux de dilatation et de contraction thermique de l'ensemble rotor (15) dans les directions radiales et contrôler de ce fait l'espacement entre les surfaces (35, 58; 36, 59) de la plaque d'obturation (53) et de l'ensemble rotor (15) qui coopèrent pour définir le joint d'étanchéité à l'air.

2. Ensemble stator selon la revendication 1, caractérisé en ce que la plaque d'obturation (53) est subdivisée en segments.

3. Ensemble stator selon la revendication 1 ou la revendication 2, caractérisé en ce que la plaque d'obturation (53) coopère avec une autre structure (48, 54, 55) pour définir deux chambres sur le côté de la plaque d'obturation (53) qui est éloigné de l'ensemble rotor (15), la plaque d'obturation (53) comprend deux moyens de buse (61, 62) communiquant chacun avec une chambre, et les moyens de buse (61, 62) sont dirigés en direction de l'ensemble rotor (15) en vue de diriger l'air de refroidissement qui est admis dans chaque chambre en direction du rotor (15), les moyens de buse (62) communiquant avec l'une des chambres qui est située radialement à l'extérieur du joint.

d'étanchéité à l'air et les moyens de buse (61) de l'autre chambre étant disposés radialement à l'intérieur du joint d'étanchéité à l'air.

4. Ensemble stator selon la revendication 2, caracté-  
5 risé en ce qu'au moins l'un des moyens de buse (61, 62) comprend une composante dirigée radialement vers l'intérieur.

5. Ensemble stator selon la revendication 2 ou la revendication 3, caractérisé en ce qu'au moins l'un des moyens de buse (61, 62) est dirigé dans la direction de la rotation  
10 de l'ensemble du rotor (15) de manière à transmettre à l'air qui sort des moyens de buse (61, 62) un mouvement pré-tourbillonnaire.

6. Ensemble stator selon la revendication 1, caractérisé en ce que la masse d'inertie thermique (57) est prévue sur la  
15 circonférence interne de la plaque d'obturation (53).

7. Ensemble stator selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que la masse d'inertie thermique (57) est un corps séparé de celui de la plaque d'obturation (53) et est pourvue d'un évidement dans lequel est disposée  
20 une partie de la plaque d'obturation (53), et en ce que la masse d'inertie thermique (57) est reliée à la structure fixe (48) de la turbomachine au moyen d'un organe flexible (55) autorisant un mouvement radial de la masse d'inertie thermique (57) et de la plaque d'obturation (53) par rapport à la  
25 structure fixe (48).

8. Ensemble stator selon la revendication 7, caractérisé en ce que la plaque d'obturation (53) est reliée à la structure fixe (48) de la turbomachine au moyen d'un second organe flexible (54) autorisant un mouvement radial de la plaque  
30 d'obturation (53) et de la masse d'inertie thermique (57) par rapport à la structure fixe (48).

9. Ensemble stator selon l'une des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que la masse d'inertie thermique (57)  
35 de la plaque d'obturation (53) forme un corps unitaire d'un seul tenant et en ce que la plaque d'obturation (53) est reliée à la structure fixe (48) de la turbomachine au moyen d'un organe flexible (54) autorisant un mouvement radial de la plaque d'obturation (53) et de la masse d'inertie thermique (57).

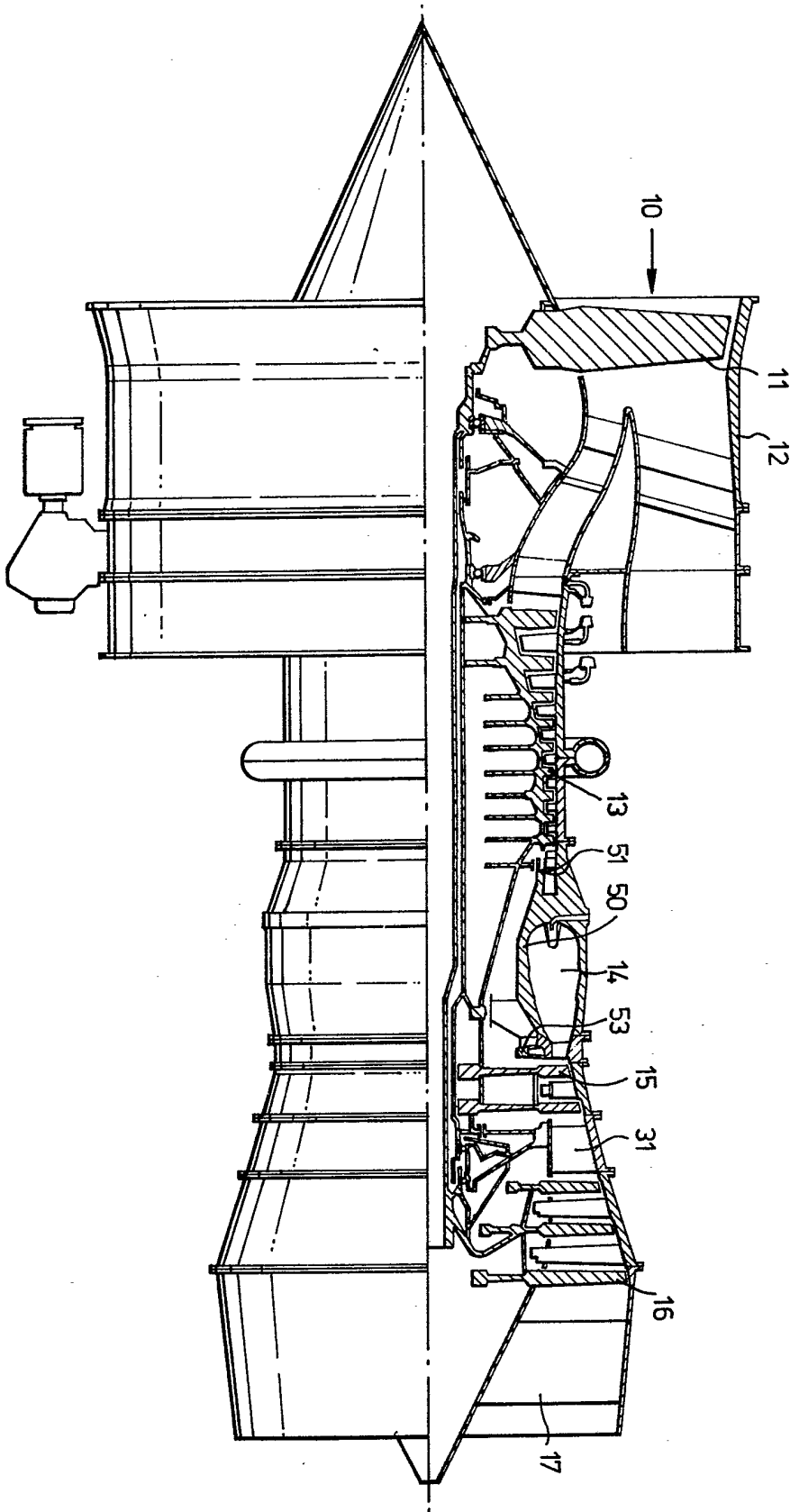


Fig. 1.

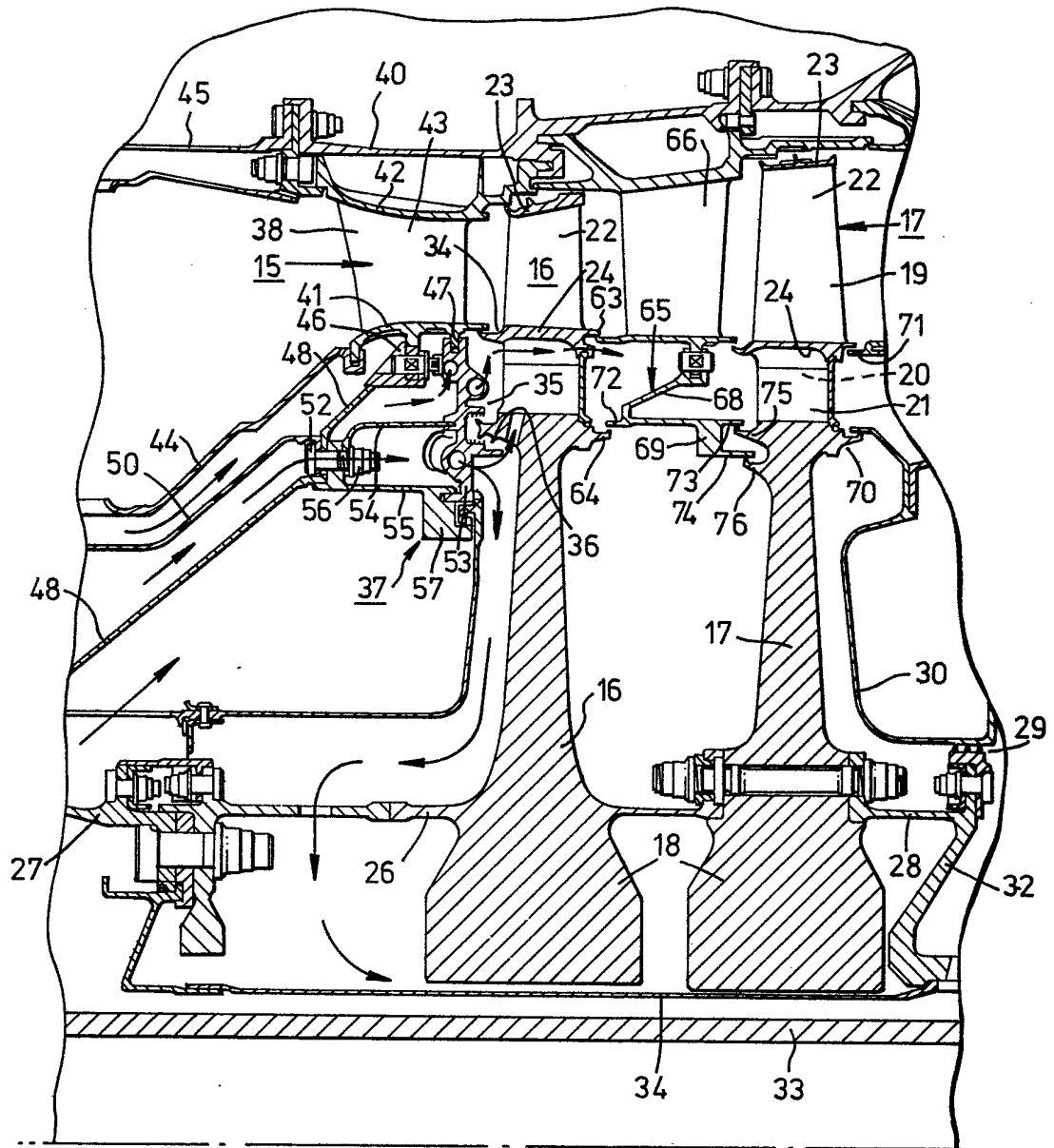
*Fig. 2.*

Fig. 3.

