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

(11) **EP 1 965 034 B1**

(12) **FASCICULE DE BREVET EUROPEEN**

(45) Date de publication et mention de la délivrance du brevet:
05.04.2017 Bulletin 2017/14

(21) Numéro de dépôt: **08151521.5**

(22) Date de dépôt: **15.02.2008**

(51) Int Cl.:
F01D 11/12 *(2006.01)* ***F01D 9/04*** *(2006.01)*
F01D 25/24 *(2006.01)*

(54) **Etage de turbine dans une turbomachine**

Turbinenstufe in einer Strömungsmaschine

Turbine stage in a turbomachine

(84) Etats contractants désignés:
DE FR GB

(30) Priorité: **28.02.2007 FR 0701426**

(43) Date de publication de la demande:
03.09.2008 Bulletin 2008/36

(73) Titulaire: **SNECMA**
75015 Paris (FR)

(72) Inventeurs:
- **DAKOWSKI, Mathieu**
  94370, SUCY-EN-BRIE (FR)
- **DORIN, Claire**
  94700, MAISONS-ALFORT (FR)
- **GENDRAUD, Alain, Dominique**
  77670, VERNOU LACELLE SUR SEINE (FR)
- **PHILIPPOT, Vincent**
  77176, SAVIGNY-LE-TEMPLE (FR)

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

(56) Documents cités:
EP-A- 1 059 420
EP-A- 1 408 200
EP-A- 1 517 005
EP-A1- 0 487 193
FR-A- 2 887 939
US-A- 3 314 648

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 1 965 034 B1

Printed by Jouve, 75001 PARIS (FR)

Description

[0001] La présente invention concerne un étage de turbine dans une turbomachine telle en particulier qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion.

[0002] Une turbomachine comprend plusieurs étages de turbine comportant chacun un distributeur formé d'une rangée annulaire d'aubes fixes de redressement et une roue à aubes montée rotative en aval du distributeur dans une enveloppe cylindrique ou tronconique formée par des secteurs d'anneau disposés circonférentiellement bout à bout. Le premier de ces étages est un étage haute-pression et les autres étages situés en aval sont des étages basse-pression.

[0003] Il est important que les jeux radiaux entre les roues à aubes et les secteurs d'anneau correspondants soient optimisés, pour améliorer le rendement de la turbomachine et pour éviter tout frottement des extrémités des aubes sur les secteurs d'anneau, qui se traduirait par une usure de ces extrémités et par une dégradation du rendement de la turbomachine à tous les régimes de fonctionnement.

[0004] Les secteurs d'anneau qui entourent la roue à aubes de l'étage haute-pression comprennent à leurs extrémités amont et aval des moyens d'accrochage coopérant avec des moyens correspondants prévus sur un support annulaire disposé entre les secteurs d'anneau et le carter de turbine.

[0005] En fonctionnement, les gaz chauds sortant de la chambre de combustion de la turbomachine s'écoulent à travers le distributeur de l'étage haute-pression et exercent sur celui-ci une poussée axiale vers l'aval. Ce distributeur a tendance à se déplacer vers l'aval et à venir en appui par sa périphérie externe sur le support annulaire des secteurs d'anneau et à le pousser vers l'aval, ce qui entraîne des variations des jeux radiaux entre les aubes mobiles de la roue et les secteurs d'anneau.

[0006] Une solution à ce problème consiste à rigidifier le support annulaire en le formant d'une seule pièce avec un carter support situé en aval des secteurs d'anneau et permettant de suspendre le distributeur du premier étage basse-pression au carter de turbine.

[0007] Cependant, cette solution présente de nombreux inconvénients. Le support annulaire et les secteurs d'anneau sont reliés fixement au carter support. Il n'est donc pas possible d'optimiser les jeux radiaux entre les aubes mobiles et les secteurs d'anneau en fonction du régime de la turbomachine. De plus, le carter de turbine est soumis en fonctionnement à des circulations d'air de refroidissement non uniformes sur sa périphérie qui font apparaître des gradients de température importants sur le carter, ce qui entraîne des déformations du carter appelées « distorsions de carcasse » et se traduisent par des déplacements du carter support et des secteurs d'anneau accrochés sur le support annulaire. Les déplacements des secteurs d'anneau sont aléatoires et non maîtrisés et provoquent des variations des jeux radiaux entre les aubes mobiles et les secteurs d'anneau de l'étage haute-pression qui réduisent les performances de la turbomachine.

[0008] Une autre solution au problème précité consiste à fixer le support directement sur le carter de turbine. Cependant, cette solution n'est pas non plus satisfaisante car pour assurer une bonne rigidité axiale de ce support, ses moyens de fixation ont en générai un encombrement axial très important. Par ailleurs, cette solution ne permet pas de résoudre les problèmes de déplacements des secteurs d'anneau liés aux distorsions de carcasse du carter de turbine.

[0009] Les demandes FR-A1-2 887 939, EP-A1-0 487 193 et EP-A1-1 059 420 décrivent des turbomachines, comportant des viroles suspendues à un carter par au moins un élément à section en U ou V.

[0010] La demande EP-A2-1 408 200 décrit un dispositif d'attache d'un secteur d'anneau de turbine sur un carter, le secteur d'anneau comportant des crochets élastiquement déformables de fixation sur le carter.

[0011] L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, efficace et économique à l'ensemble des problèmes de la technique antérieure.

[0012] Elle propose à cet effet un étage de turbine dans une turbomachine, comprenant des secteurs d'anneau agencés autour d'une roue de turbine et suspendus à un carter de turbine par un support annulaire, caractérisé en ce que le support annulaire comprend des moyens d'accrochage des secteurs d'anneau et des moyens de fixation sur le carter de turbine, reliés par deux parois annulaires coaxiales reliées l'une à l'autre et s'étendant l'une à l'intérieur de l'autre, ce support ayant en section une forme en V ou en U et étant déformable élastiquement en direction radiale pour absorber au moins en partie les déformations du carter de turbine en fonctionnement.

[0013] Selon l'invention les secteurs d'anneau sont suspendus au carter de turbine par un support annulaire déformable en direction radiale de manière à absorber au moins en partie les distorsions de carcasse du carter externe afin que l'enveloppe formée par les secteurs d'anneau conserve un diamètre sensiblement constant en fonctionnement. L'invention permet de conserver un jeu radial sensiblement constant entre la roue et les secteurs d'anneau de l'étage haute-pression, ainsi qu'au niveau des bords d'attaque et de fuite des aubes mobiles de cette roue. Le support annulaire a de plus une bonne rigidité axiale de sorte qu'il peut résister sans se déformer à l'appui axial du côté amont du distributeur de l'étage haute-pression soumis à la poussée des gaz de combustion.

[0014] Lle support élastiquement déformable comprend deux parois annulaires coaxiales reliées l'une à l'autre à une extrémité et s'étendant l'une à l'intérieur de l'autre, ce support ayant en section une forme en V ou en U à sommet orienté vers l'amont ou vers l'aval.

[0015] En fonctionnement, les deux parois coaxiales du support peuvent se rapprocher ou s'écarter l'une de l'autre pour amortir les distorsions de carcasse du carter

de turbine. La jonction entre les deux parois est conformée pour se déformer élastiquement et assurer au support une fonction de ressort. Cette structure à double paroi permet également de renforcer la rigidité axiale du support des secteurs d'anneau.

[0016] Selon un premier mode de réalisation de l'invention, le support annulaire a en section une forme en V et comporte deux parois tronconiques respectivement interne et externe. La paroi tronconique interne peut par exemple s'étendre depuis des moyens d'accrochage des secteurs d'anneau radialement vers l'extérieur et vers l'amont jusqu'à la paroi tronconique externe qui s'étend radialement vers l'extérieur et vers l'aval. Dans ce cas, le support définit une rainure annulaire qui débouche axialement vers l'aval.

[0017] Selon un second mode de réalisation de l'invention, le support annulaire a en section une forme en U et comporte deux parois sensiblement cylindriques respectivement interne et externe. La paroi cylindrique interne peut être reliée à son extrémité amont à des moyens d'accrochage des secteurs d'anneau et à son extrémité aval à l'extrémité aval de la paroi cylindrique externe. Le support définit ici une rainure annulaire orientée axialement vers l'amont.

[0018] Préférentiellement, la paroi externe comporte une bride annulaire radialement externe de fixation sur le carter de turbine.

[0019] Avantageusement, la paroi interne est raccordée à une extrémité amont des moyens d'accrochage des secteurs d'anneau de manière à renforcer la rigidité axiale du support.

[0020] La jonction entre les parois interne et externe peut avoir a une forme incurvée en C définissant une surface annulaire concave et une surface annulaire convexe. Cette jonction comprend avantageusement une nervure annulaire s'étendant sensiblement axialement depuis sa surface annulaire convexe pour rigidifier la zone de jonction des deux parois et répartir les contraintes dans cette zone. Cette nervure annulaire a par exemple une forme cylindrique centrée sur l'axe de révolution du support.

[0021] La présente invention concerne également une turbine de turbomachine ainsi qu'un turbomachine, telle que qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, comprenant au moins un étage tel que décrit ci-dessus.

[0022] L'invention concerne aussi un support annulaire de secteurs d'anneau dans un étage de turbine d'une turbomachine, caractérisé en ce qu'il a une section en U ou en V et comprend à sa périphérie interne des moyens d'accrochage des secteurs d'anneau, et à sa périphérie externe une bride annulaire radialement externe.

[0023] L'invention sera mieux comprise et d'autres caractéristiques, détails et avantages de celle-ci 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 demi vue schématique partielle en coupe axiale d'un dispositif de fixation de secteurs d'anneau selon l'invention ;
- la figure 2 est une demi vue schématique partielle en coupe axiale d'une variante de réalisation du dispositif de fixation selon l'invention ;
- la figure 3 est une vue schématique partielle en perspective d'une autre variante de réalisation du dispositif de fixation selon l'invention ;

[0024] La figure 1 représente de manière schématique une partie d'une turbomachine telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion comprenant une turbine 10, 12 agencée en aval d'une chambre de combustion 14, cette turbine comportant plusieurs étages : un étage amont ou étage haute-pression 10 et des étages aval ou étages basse-pression 12.

[0025] L'étage haute-pression 10 comprend un distributeur 16 formé d'une rangée annulaire d'aubes fixes de redressement, et une roue à aubes 18 montée en aval du distributeur 16 et tournant dans une enveloppe sensiblement cylindrique formée par des secteurs d'anneau 20 disposés circonférentiellement bout à bout et suspendus à un carter de turbine 22.

[0026] Chaque étage basse-pression 12 comprend également un distributeur et une roue à aubes du type précité, seul le distributeur 30 du premier étage basse-pression étant visible en figure 1. Ce distributeur 30 est fixé au carter de turbine 22 par l'intermédiaire d'une pièce annulaire de support 32 agencée entre le distributeur 30 et le carter 22. La pièce de support 32 comprend à son extrémité radialement interne des rainures annulaires qui débouchent vers l'aval et dans lesquelles sont engagés des rebords circonférentiels 34 prévus à la périphérie externe du distributeur. La pièce 32 comprend une paroi tronconique 36 qui s'étend radialement vers l'extérieur et vers l'amont et est reliée à son extrémité radialement externe à une bride annulaire radialement externe 38 de fixation à une bride annulaire correspondante 24 prévue à l'extrémité amont du carter de turbine 22.

[0027] Un carter externe 28 entourant la chambre de combustion 14 est également pourvu à son extrémité aval d'une bride annulaire radialement externe 26 qui est maintenue axialement serrée sur les brides 38 et 24 de la pièce de support 32 et du carter de turbine 22 par l'intermédiaire de moyens 40 du type vis-écrou. La chambre de combustion 14 est fixée au carter externe 28 par l'intermédiaire d'une paroi annulaire 29 s'étendant depuis l'extrémité aval de la chambre radialement vers l'extérieur et vers l'aval et comprenant à son extrémité radialement externe des moyens d'attache au carter externe 28.

[0028] Les secteurs d'anneau 20 sont suspendus au carter de turbine 22 par l'intermédiaire d'un support annulaire 50 qui est logé dans une enceinte annulaire 52 délimitée à l'amont par la paroi annulaire 29 de la chambre de combustion 14 et à l'aval par la paroi tronconique 36 de la pièce de support 32. Ce support annulaire comprend à sa périphérie interne des moyens d'accrochage

54 des secteurs d'anneau 20 et à sa périphérie externe des moyens 72 de fixation sur le carter de turbine 22.

[0029] Selon l'invention, ce support annulaire 50 est déformable élastiquement en direction radiale pour amortir au moins en partie les distorsions de carcasse auquel est soumis le carter de turbine 22 en fonctionnement de la turbomachine, afin que l'enveloppe cylindrique formée par les secteurs d'anneau 20 conserve un diamètre sensiblement constant.

[0030] Le support annulaire 50 comprend à sa périphérie interne deux parois annulaire radiales 57, 58, respectivement amont et aval, qui sont reliées l'une à l'autre par une paroi cylindrique 60. Les parois radiales 57, 58 comprennent à leurs extrémités radialement internes des rebords cylindriques 62 orientés vers l'aval qui coopèrent avec des crochets circonférentiels 63, 64 prévus aux extrémités amont et aval des secteurs d'anneau 20. Un organe annulaire de verrouillage 66 à section en C est engagé axialement depuis l'aval sur le rebord cylindrique aval 62 du support et sur les crochets aval 64 des secteurs d'anneau pour assurer le verrouillage de l'ensemble.

[0031] En figure 1, la partie médiane du support annulaire 50 est élastiquement déformable en direction radiale et a en section une forme en U dont la base est orientée vers l'aval, cette partie comportant deux parois cylindriques coaxiales 68, 70 s'étendant l'une à l'intérieur de l'autre et reliées l'une à l'autre à leur extrémité aval.

[0032] La paroi cylindrique interne 68 s'étend autour de la paroi cylindrique 60 des moyens d'accrochage, à distance de celle-ci, et est reliée à son extrémité amont à l'extrémité radialement externe de la paroi radiale amont 57 des moyens d'accrochage. L'extrémité aval de la paroi interne 68 est raccordée à l'extrémité aval de la paroi cylindrique externe 70 qui a une plus faible dimension axiale que celle de la paroi interne 68 et qui s'étend autour d'une partie aval de la paroi interne 68, à distance de celle-ci. La jonction 74 entre les parois interne 68 et externe 70 a une forme incurvée en C. L'extrémité amont de la paroi externe 70 est reliée à une bride annulaire radialement externe 72 qui est serrée entre la bride 26 du carter externe 28 et les brides 38, 24 de la pièce de support 32 et du carter de turbine 22.

[0033] En fonctionnement de la turbomachine, les carters 28 et 22 ne sont pas ventilés et refroidis de manière uniforme sur leur périphérie ce qui engendre des gradients de température importants sur ces carters et se traduit par des distorsions de carcasse. Le support annulaire 50 de fixation des secteurs d'anneau 20 permet d'amortir ces distorsions par déformation élastique de sa partie médiane en direction radiale. Cette déformation se traduit par le rapprochement ou l'éloignement des parois 68, 70 en direction radiale. Ce support est suffisamment rigide en direction axiale pour pouvoir résister sans se déformer à la poussée axiale exercée du côté amont par le distributeur 16 de l'étage haute-pression, ce distributeur prenant appui en 76 par sa périphérie externe sur la face amont de la paroi radiale amont 57 du support. Les jeux radiaux 78 entre les aubes de la roue 18 et les secteurs d'anneau 20 peuvent ainsi être réglés avec précision, en particulier en fonction des différents régimes de fonctionnement de la turbomachine.

[0034] On a représenté en figure 2 une variante de réalisation de l'invention dans laquelle la partie médiane élastiquement déformable du support annulaire 50 a une forme biconique et a en section une forme en V dont la pointe est orientée vers l'amont. Cette partie comprend deux parois tronconiques coaxiales 80, 82 s'étendant l'une à l'intérieur de l'autre et reliées l'une à l'autre à leurs extrémités amont.

[0035] La paroi tronconique interne 80 s'étend depuis l'extrémité radialement externe de la paroi radiale amont 57' des moyens d'accrochage 54', radialement vers l'extérieur et vers l'amont, c'est-à-dire en amont des moyens d'accrochage 54'.

[0036] L'extrémité radialement externe de la paroi interne 80 est reliée à l'extrémité radialement interne de la paroi tronconique externe 82 qui s'étend radialement vers l'extérieur et vers l'aval autour de la paroi interne 80. La paroi externe 82 est reliée à son extrémité aval à une bride annulaire radialement externe 84 qui est serrée axialement entre la bride 26 du carter externe 28 et les brides 38, 24 de la pièce de support 32 et du carter de turbine 22. La jonction 86 entre les parois interne 80 et externe 82 a une forme incurvée en C et définit à l'amont une surface annulaire convexe et à l'aval une surface annulaire concave.

[0037] Les parois radiales amont 57' et aval 58' des moyens d'accrochage 54' sont ici reliées entre elles par une paroi tronconique 60' qui est alignée avec la paroi tronconique interne 80 du support pour augmenter sa rigidité axiale.

[0038] La figure 3 représente une autre variante de réalisation du dispositif selon l'invention qui diffère de celui de la figure 2 en ce qu'il comprend une nervure cylindrique 88 qui s'étend axialement vers l'amont depuis la surface annulaire radiale de la jonction 86 des parois interne et externe du support. Cette nervure 88 permet de rigidifier la zone de jonction des deux parois et de répartir les contraintes dans cette zone.

Revendications

1. Etage de turbine pour une turbomachine, comprenant des secteurs d'anneau (20) agencés autour d'une roue de turbine (18) et suspendus à un carter de turbine (22) par un support annulaire (50), **caractérisé en ce que** le support annulaire comprend des moyens d'accrochage (54, 54') des secteurs d'anneau et des moyens (72) de fixation sur le carter de turbine (22), reliés par deux parois annulaires coaxiales (68, 70, 80, 82) reliées l'une à l'autre et s'étendant l'une à l'intérieur de l'autre, ce support ayant en section :

- une forme en V comportant deux parois tronconiques (80, 82) respectivement interne et externe définissant lesdites deux parois annulaires coaxiales, la paroi tronconique interne (80) étant alignée avec une paroi tronconique (60') reliant des parois radiales amont (57') et aval (58') des moyens d'accrochage (54'),ou
- une forme en U comportant deux parois sensiblement cylindriques (68, 70) respectivement interne et externe définissant lesdites deux parois annulaires coaxiales, et

ce support étant déformable élastiquement en direction radiale pour absorber au moins en partie les déformations du carter de turbine en fonctionnement.

2. Etage de turbine selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** la paroi tronconique interne (80) s'étend depuis des moyens d'accrochage (54') des secteurs d'anneau radialement vers l'extérieur et vers l'amont jusqu'à la paroi tronconique externe (82) qui s'étend radialement vers l'extérieur et vers l'aval.

3. Etage de turbine selon la revendication 1, **caractérisé en ce que** ladite paroi sensiblement cylindrique interne (68) est reliée à son extrémité amont à des moyens d'accrochage (54) des secteurs d'anneau et à son extrémité aval à l'extrémité aval de la paroi cylindrique externe (70).

4. Etage de turbine selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** la paroi externe (70, 82) comporte une bride annulaire radialement externe (72, 84) de fixation sur le carter de turbine (22).

5. Etage de turbine selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** la paroi interne (68, 80) est raccordée à une extrémité amont de moyens d'accrochage (54, 54') des secteurs d'anneau.

6. Etage de turbine selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** ladite jonction (74, 86) entre lesdites parois coaxiales interne et externe a une forme incurvée en C définissant une surface annulaire concave et une surface annulaire convexe.

7. Etage de turbine selon la revendication 6, **caractérisé en ce que** la jonction (86) comprend une nervure annulaire (88) s'étendant sensiblement axialement depuis sa surface annulaire convexe.

8. Etage de turbine selon la revendication 7, **caractérisé en ce que** la nervure annulaire (88) est de forme cylindrique centrée sur l'axe de révolution du support annulaire (50).

9. Etage de turbine selon l'une des revendications précédentes, **caractérisé en ce que** le support annulaire (50) est formé d'une seule pièce.

10. Turbine de turbomachine, **caractérisée en ce qu'**elle comprend au moins un étage selon l'une des revendications précédentes.

11. Turbomachine, telle qu'un turboréacteur ou un turbopropulseur d'avion, **caractérisée en ce qu'**elle comprend au moins un étage de turbine selon l'une des revendications 1 à 8.

12. Support annulaire de secteurs d'anneau (20) pour un étage de turbine comprenant un carter de turbine, **caractérisé en ce que** ledit support annulaire comprend à sa périphérie interne des moyens d'accrochage (54, 54') des secteurs d'anneau, et à sa périphérie externe une bride annulaire radialement externe (72, 84) et présente :

- une forme en V comportant deux parois tronconiques (80, 82) respectivement interne et externe définissant lesdites deux parois annulaires coaxiales, la paroi tronconique interne (80) étant alignée avec une paroi tronconique (60') reliant des parois radiales amont (57') et aval (58') des moyens d'accrochage, ou
- une forme en U comportant deux parois sensiblement cylindriques (68, 70) respectivement interne et externe définissant lesdites deux parois annulaires coaxiales,

le support annulaire étant déformable élastiquement en direction radiale pour absorber au moins en partie les déformations du carter de turbine en fonctionnement.

Patentansprüche

1. Turbinenstufe für ein Turbotriebwerk mit Ringsektoren (20), welche um ein Turbinenrad (18) herum angeordnet und über eine ringförmige Halterung (59) an einem Turbinengehäuse (22) aufgehängt sind, **dadurch gekennzeichnet, dass** die ringförmige Halterung Mittel zur Verankerung (54, 54') der Ringsektoren und Mittel zu deren Befestigung (72) auf dem Turbinengehäuse (22) enthält, wobei diese durch zwei, miteinander verbundene ringförmige koaxiale Wände (68, 70, 80, 82) miteinander verbunden sind, eine im Innenbereich der anderen entlangführt und diese Halterung einen:

- v-förmigen Sektor mit je zwei kegelstumpfför-

migen Wänden (80, 82) innen und außen umfasst, welche die besagten ringförmigen koaxialen Wände abgrenzen, wobei die kegelförmige innere Wand (80) auf eine kegelstumpfförmige Wand (60') ausgerichtet ist, welche die radialen Wände stromaufwärts (57') und stromabwärts (58') der Verankerungsmittel (54') miteinander verbindet, oder

- einen u-förmigen Sektor mit zwei im Wesentlichen zylindrischen Wänden (68, 70) innen und außen umfassen, welche die zwei ringförmigen koaxialen Wände abgrenzen, wobei diese Halterung in radialer Richtung elastisch verformbar ist, um die Verformungen des Turbinengehäuses während des Betriebs mindestens zum Teil zu absorbieren.

2. Turbinenstufe nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** sich die kegelförmige innere Wand (80) von den Verankerungsmitteln (54') der radial nach außen führenden Ringsektoren stromaufwärts bis zur kegelstumpfförmigen äußeren Wand (82) erstreckt, die radial stromabwärts nach außen führt.

3. Turbinenstufe nach Anspruch 1, **dadurch gekennzeichnet, dass** besagte im Wesentlichen zylindrische innere Wand (68) an ihrem stromaufwärtigen Ende mit Verankerungsmitteln (54) für Ringsektoren und an ihrem stromabwärtigen Ende mit dem stromabwärtigen Ende der zylindrischen äußeren Wand (70) verbunden ist.

4. Turbinenstufe nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** die äußere Wand (70, 82) einen radial externen Ringflansch (72, 84) zur Befestigung auf dem Turbinengehäuse (22) umfasst.

5. Turbinenstufe nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** die innere Wand (68, 80) mit einem stromaufwärtigen Ende von Verankerungsmitteln (54, 54') der Ringsektoren verbunden ist.

6. Turbinenstufe nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** besagte Verbindung (74, 86) zwischen besagter koaxialer inneren und äußeren Wand c-förmig gebogen ist und eine ringförmige konkave Fläche und eine ringförmige konvexe Fläche abgrenzt.

7. Turbinenstufe nach Anspruch 6, **dadurch gekennzeichnet, dass** die Verbindung (86) einen ringförmigen Grat (88) umfasst, der sich von seiner konvexen ringförmigen Fläche aus im Wesentlichen axial erstreckt.

8. Turbinenstufe nach Anspruch 7, **dadurch gekennzeichnet, dass** die ringförmige Rippe (88) zylinderförmig ist und mittig auf der Umdrehungsachse der richtförmigen Halterung (50) sitzt.

9. Turbinenstufe nach einem der vorhergehenden Ansprüche, **dadurch gekennzeichnet, dass** die ringförmige Halterung (50) aus einem einzigen Stück geformt ist.

10. Turbine eines Turbinentriebwerks, **dadurch gekennzeichnet, dass** sie mindestens eine Stufe nach einem der vorhergehenden Ansprüche umfasst.

11. Turbinentriebwerk, wie z.B. ein Turbostrahltriebwerk oder ein Turbopropellertriebwerk eines Flugzeugs, **dadurch gekennzeichnet, dass** es mindestens eine Turbinenstufe nach einem der Ansprüche 1 bis 8 umfasst.

12. Ringförmige Halterung von Ringsektoren (20) für eine Turbinenstufe mit Turbinengehäuse, **dadurch gekennzeichnet, dass** besagte ringförmige Halterung an ihrem Innenrand Verankerungsmittel (54, 54') und an ihrem Außenrand einen radial äußeren Ringflansch (72, 84) aufweist und dass dieser:

- einen v-förmigen Sektor aufweist, der zwei kegelstumpfförmige Wände (80, 82) jeweils innen und außen umfasst, welche die besagten ringförmigen koaxialen Wände abgrenzen, wobei die kegelförmige innere Wand (80) auf eine kegelstumpfförmige Wand (60') ausgerichtet ist, welche die radialen Wände stromaufwärts (57') und stromabwärts (58') der Verankerungsmittel (54') miteinander verbindet, oder
- einen u-förmigen Sektor mit zwei im Wesentlichen zylindrischen Wänden (68, 70) innen und außen umfassen, welche die zwei ringförmigen koaxialen Wände abgrenzen, wobei diese Halterung in radialer Richtung elastisch verformbar ist, um die Verformungen des Turbinengehäuses während des Betriebs mindestens zum Teil zu absorbieren.

Claims

1. A turbine stage for a turbomachine, comprising ring sectors (20) arranged about a turbine impeller (18) and suspended from a turbine casing (22) by an annular support (50), **characterized in that** the annular support comprises means (54,54') for coupling the ring sectors and means (72) for attachment to the turbine casing (22), connected by two coaxial annular walls (68,70,80,82) connected to one another and extending one inside the other, said support having:

- a V-shaped section comprising two respective-

ly inner and outer frustoconical walls (80,82) defining said two coaxial annular walls, the inner frustoconical wall (80), the inner frustoconical wall (80) being aligned with a frustoconical wall (60') connecting the upstream radial wall (57') and the downstream radial wall (58') of the coupling means (54'), or

- a U-shaped section comprising two respectively inner and outer substantially cylindrical walls (68,70) defining said two coaxial annular walls,

said support being able to be elastically deformed in a radial direction to absorb at least a portion of the deformations of the turbine casing in operation.

2. The turbine stage as claimed in claim 1, **characterized in that** the inner frustoconical wall (80) extends from means (54') for coupling the ring sectors radially outward and in the upstream direction up to the outer frustoconical wall (82) which extends radially outward and in the downstream direction.

3. The turbine stage as claimed in claim 1, **characterized in that** the inner cylindrical wall (68) is connected at its upstream end to means (54) for coupling the ring sectors and at its downstream end to the downstream end of the outer cylindrical wall (70).

4. The turbine stage as claimed in one of the preceding claims, **characterized in that** the outer wall (70,82) comprises a radially outer annular flange (72,84) for attachment to the turbine casing (22).

5. The turbine stage as claimed in one of the preceding claims, **characterized in that** the inner wall (68,80) is connected to an upstream end of means for coupling (54,54') the ring sectors.

6. The turbine stage as claimed in one of the preceding claims, **characterized in that** the junction (74,86) between the inner and outer walls has a curved C shape defining a concave annular surface and a convex annular surface.

7. The turbine stage as claimed in claim 6, **characterized in that** the junction (86) comprises an annular rib (88) extending substantially axially from its convex annular surface.

8. The turbine stage as claimed in claim 7, **characterized in that** the annular rib (88) is of cylindrical shape centered on the axis of revolution of the annular support (50).

9. The turbine stage as claimed in anyone of the preceding claims, **characterized in that** the annular support (50) is formed in a single piece.

10. A turbomachine turbine, which comprises at least one stage as claimed in one of the preceding claims.

11. A turbomachine, such as an aircraft turbojet or turboprop, which comprises at least one turbine stage as claimed in one of claims 1 to 8.

12. An annular support for ring sectors (20) for a turbine stage comprising a turbine casing, **characterized in that** said annular support comprises, at its inner periphery, means (54,54') for coupling the ring sectors, and, at its outer periphery, a radially outer annular flange (72,84), and has:

- a V-shaped section comprising two respectively inner and outer frustoconical walls (80,82) defining said two coaxial annular walls, the inner frustoconical wall (80), the inner frustoconical wall (80) being aligned with a frustoconical wall (60') connecting the upstream radial wall (57') and the downstream radial wall (58') of the coupling means, or
- a U-shaped section comprising two respectively inner and outer substantially cylindrical walls (68,70) defining said two coaxial annular walls,

said support being able to be elastically deformed in a radial direction to absorb at least a portion of the deformations of the turbine casing in operation.

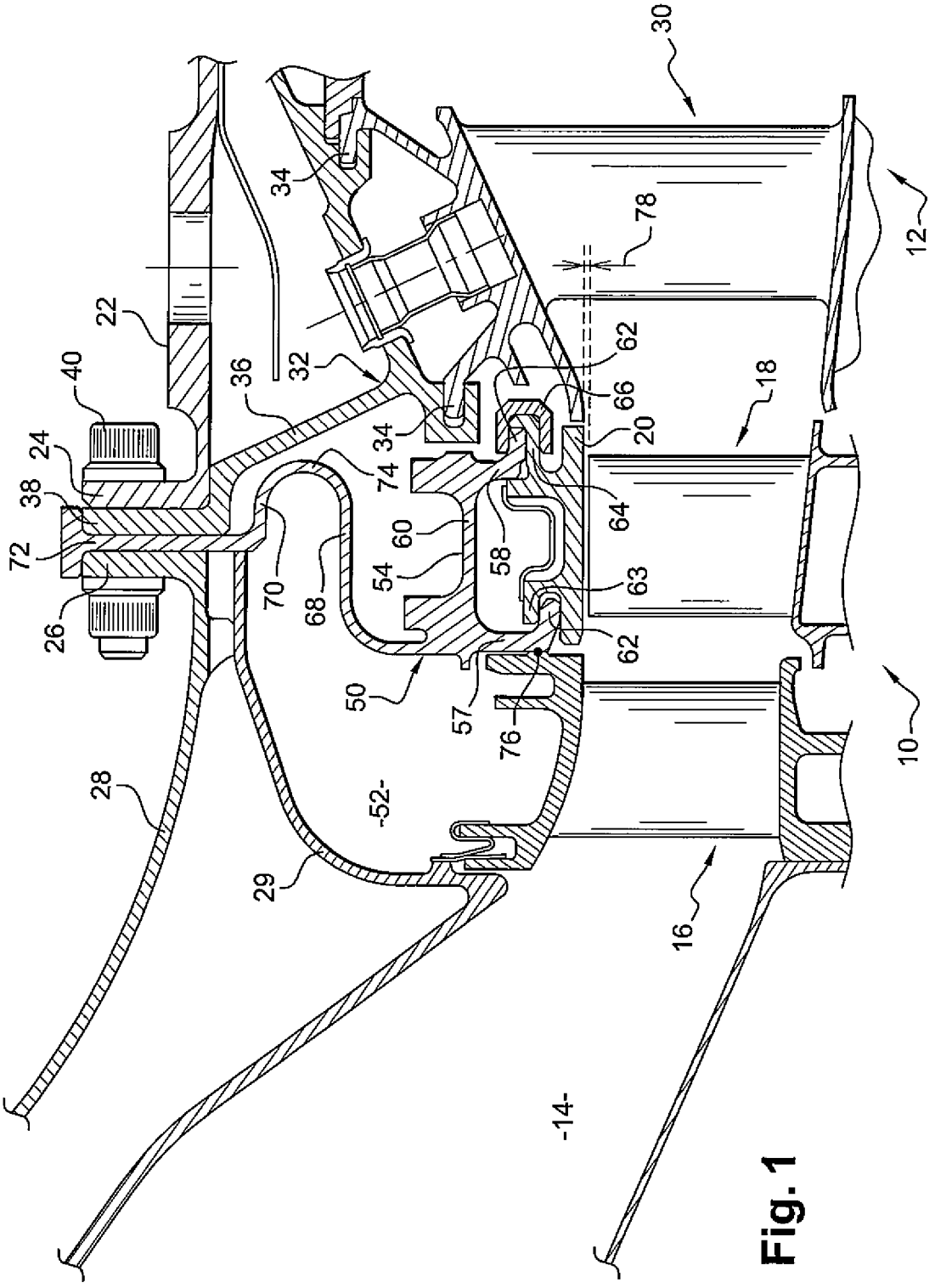

30
34
78
12
22
62
40
36
32
66
18
24
34
20
38
74
64
72
60
58
70
54
63
68
26
62
50
57
76
10
28
-52-
29
16
-14-

Fig. 1

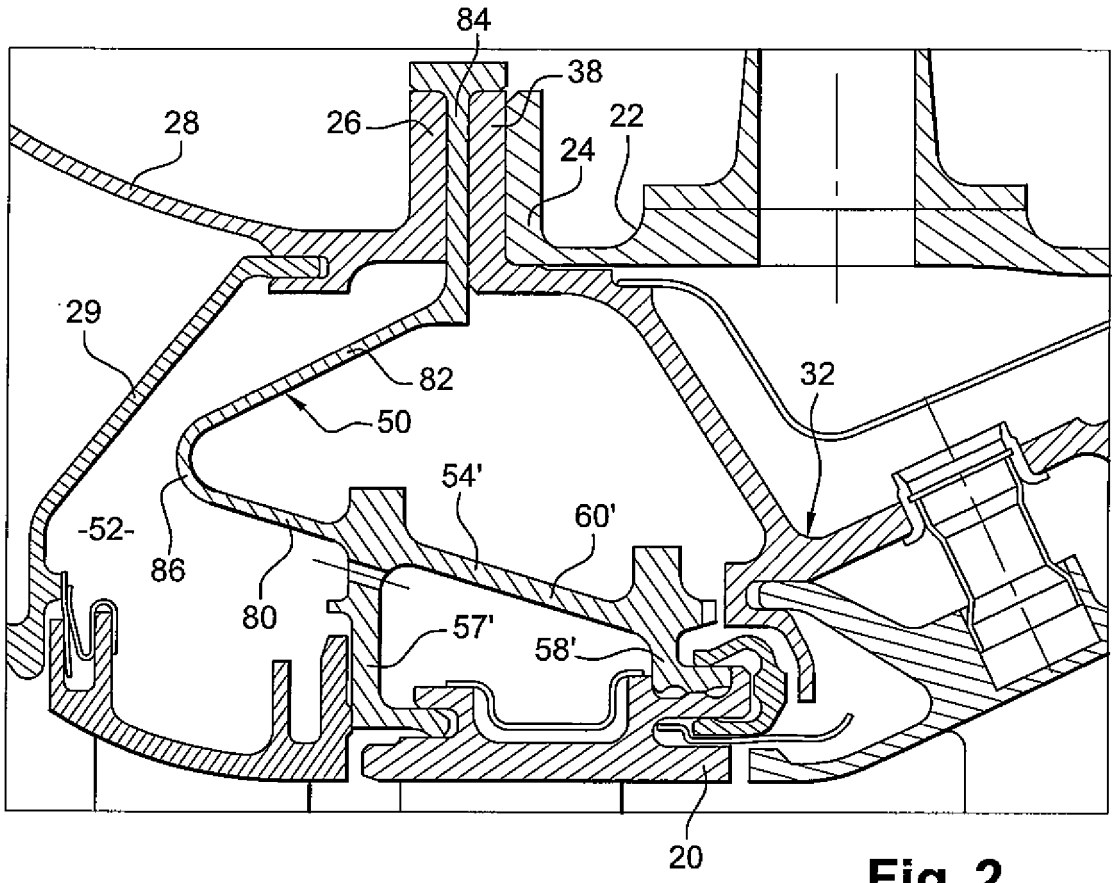

84
38
28
26
22
24
29
82
32
50
54'
60'
-52-
86
80
57'
58'
20

Fig. 2

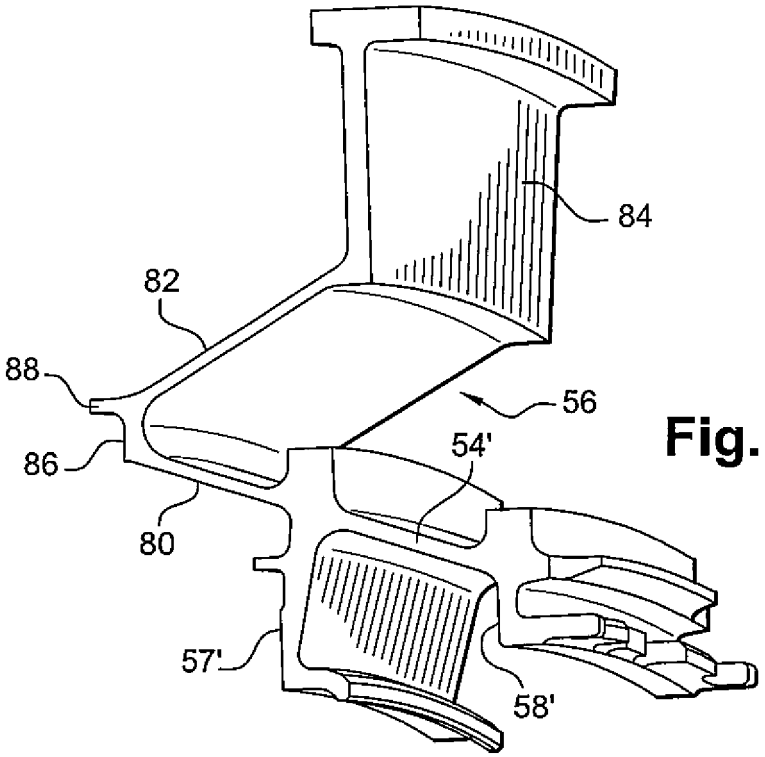

84
82
88
56
54'
86
80
57'
58'

Fig. 3

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

- FR 2887939 A1 **[0009]**
- EP 0487193 A1 **[0009]**
- EP 1059420 A1 **[0009]**
- EP 1408200 A2 **[0010]**