



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102686864 B

(45) 授权公告日 2015. 09. 09

(21) 申请号 201180005375. 1

B64D 35/06(2006. 01)

(22) 申请日 2011. 01. 07

B64C 11/48(2006. 01)

(30) 优先权数据

1000074 2010. 01. 08 FR

(56) 对比文件

GB 586557 A, 1947. 03. 24,

GB 2150980 A, 1985. 07. 10,

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2012. 07. 03

US 4817382 A, 1989. 04. 04,

US 4842484 A, 1989. 06. 27,

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/EP2011/050147 2011. 01. 07

GB 2209371 A, 1999. 05. 10,

CN 101495374 A, 2009. 07. 29,

(87) PCT国际申请的公布数据

W02011/083137 FR 2011. 07. 14

US 5010729 A, 1991. 04. 30,

审查员 张云芳

(73) 专利权人 斯奈克玛

地址 法国巴黎

(72) 发明人 沃特·鲍克

(74) 专利代理机构 中国商标专利事务所有限公

司 11234

代理人 宋义兴 周伟明

(51) Int. Cl.

F02K 3/072(2006. 01)

F02C 3/067(2006. 01)

F02C 7/36(2006. 01)

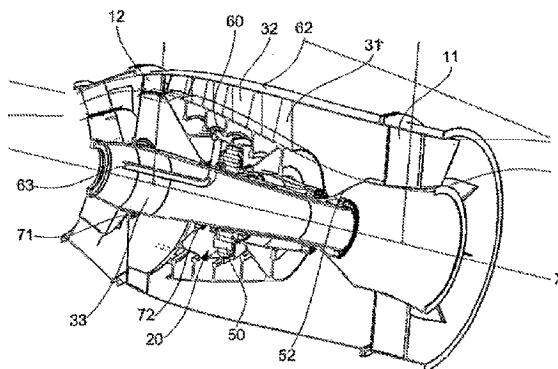
权利要求书1页 说明书6页 附图3页

(54) 发明名称

用于飞机涡轮引擎的反转螺旋推进器系统

(57) 摘要

本发明涉及一种用于飞机涡轮引擎的反转螺旋推进器系统,包括无动力涡轮,该无动力涡轮包括第一转子和相对于所述第一转子反转的第二转子,第一反转螺旋推进器(11)和第二反转螺旋推进器(12)围绕所述螺旋推进器系统的纵轴相对于所述系统的定子旋转,以及机械传动装置(20),其中所述机械传动系统(20)设置在所述第一螺旋推进器(11)与所述第二螺旋推进器(12)之间。



1. 一种用于飞机涡轮引擎的反转螺旋推进器系统 (1), 包括:
 - 无动力涡轮 (30), 该无动力涡轮包括第一转子 (31) 和第二转子 (32), 该第二转子 (32) 相对于所述第一转子 (31) 反转;
 - 第一 (11) 和第二 (12) 反转螺旋推进器, 围绕所述反转螺旋推进器系统 (1) 的纵轴 (X) 相对于此系统的出口壳体 (33) 旋转, 以及
 - 机械传动装置, 该机械传动装置包括一行星齿轮系 (20), 该行星齿轮系包括:
 - i. 一与所述纵轴 (X) 同心, 并由所述无动力涡轮 (30) 的所述第一转子 (31) 所驱动的中心齿轮 (40),
 - ii. 与所述中心齿轮 (40) 相啮合的行星齿轮 (50),
 - iii. 驱动所述第一反转螺旋推进器 (11) 的行星支架 (52), 以及
 - iv. 与每个行星齿轮 (50) 相啮合的环形齿轮 (60), 该环形齿轮 (60), 由所述第二转子 (32) 所驱动, 驱动所述第二反转螺旋推进器 (12),其特征在于, 所述机械传动装置设置在所述第一反转螺旋推进器 (11) 与所述第二反转螺旋推进器 (12) 之间。
2. 根据权利要求 1 所述的系统, 其中该第一反转螺旋推进器 (11) 设置在该机械传动装置的下游, 该第二反转螺旋推进器 (12) 设置在该机械传动装置的上游。
3. 根据权利要求 1 所述的系统, 其中该无动力涡轮 (30) 的第一转子 (31) 为内转子, 该无动力涡轮 (30) 的第二转子 (32) 为外转子。
4. 根据权利要求 1 所述的系统, 其中所述行星支架 (52) 与所述第一反转螺旋推进器 (11) 为一整体, 所述环形齿轮 (60) 与所述第二反转螺旋推进器 (12) 和所述无动力涡轮的第二转子 (32) 为一整体。
5. 根据权利要求 1 所述的系统, 其中该行星支架 (52) 通过行星支架轴承 (73, 74) 关于所述出口壳体 (33) 可旋转地安装, 该环形齿轮 (60) 通过环形齿轮轴承 (71, 72) 关于所述出口壳体 (33) 可旋转地安装。
6. 根据权利要求 1 所述的系统, 其中所述行星齿轮系 (20) 安装在一与所述环形齿轮 (60) 整体形成的环形齿轮轴 (61) 中, 该环形齿轮轴 (61) 包括一内圆形槽 (62), 该内圆形槽设置为在离心力的作用下从该行星齿轮系 (20) 回收润滑油。
7. 根据权利要求 6 所述的系统, 其中所述圆形槽 (62) 设置在该行星齿轮系 (20) 的上游。
8. 根据权利要求 7 所述的系统, 其中排放口 (64) 设置在所述环形齿轮 (60) 中, 以将位于下游的润滑油朝向该圆形槽 (62) 运至该行星齿轮系 (20)。
9. 一种用于飞机的涡轮引擎, 该涡轮引擎包括根据权利要求 1 所述的反转螺旋推进器系统 (1)。
10. 根据权利要求 9 所述的涡轮引擎, 其特征在于, 其为一敞开转子涡轮引擎。

用于飞机涡轮引擎的反转螺旋推进器系统

技术领域

[0001] 本发明涉及用于飞机涡轮引擎的反转螺旋推进器系统。

背景技术

[0002] 本发明应用于飞机涡轮引擎,例如涡轮喷气发动机或涡轮螺旋桨发动机。更具体地,其应用于具有《敞开转子》的涡轮引擎,其中一无动力涡轮直接或间接地通过如减速器并特别包括行星齿轮系的机械传动装置来驱动两个反转螺旋推进器。在这些反转螺旋推进器系统中,该螺旋推进器因此在它们的外径向端部不具有整流装置。

[0003] 具有反转螺旋推进器系统的涡轮引擎是已知的,其螺旋推进器由通常为差动减速器的机械传动装置驱动。此差动减速器包含一特殊的行星齿轮系,其中心齿轮由一无动力涡轮的转子旋转驱动,其行星支架驱动第一螺旋推进器,其环形齿轮驱动第二螺旋推进器。在这方面,注意到,取决于该反旋转螺旋推进器相对于驱动它们的无动力涡轮的位置,该第一螺旋推进器构成下游螺旋推进器,该第二螺旋推进器构成上游螺旋推进器,反之亦然。尽管如此,不象简单的行星齿轮系那样,该环形齿轮不是静止的,而是运动的。

[0004] 具有这样的行星齿轮系,这两个螺旋推进器无法经历相同的空气动力学扭矩。该行星齿轮的机械平衡方程式显示这两个扭矩必定具有一恒定比值,取决于该减速器的几何特征。此比值必定不为整数 1。实际上,该应用到第一螺旋推进器的扭矩 C1 与应用到第二螺旋推进器的扭矩 C2 之间的比值由下式给出:

$$[0005] \quad C1/C2 = (R+1)/(R-1);$$

[0006] 其中 R 对应于由该行星齿轮系限定的减速比。

[0007] 因此,为了实现接近于 1 的扭矩比,必须增加该减速比 R,然而,该减速比 R 由于机械可行性的问题而无法大于 10。而且,减速比 R 的增加必然通过该减速器的总量的增加来转换,这对涡轮引擎不利。

[0008] 由于在所述扭矩之间的比不等于 1,因此两个螺旋推进器中的一个将比另一个螺旋推进器产生更多的旁流回转,其由出口流的剩余回转所转换,实质性地限制推进效率,并不利地增加该涡轮引擎的声学水平。实际上,由行星支架驱动的第一螺旋推进器总是承担最多的扭矩。

[0009] 此外,在两者之间的差还在用于将该涡轮引擎连接到飞机上的装置上产生一增加的应力,这些装置因此尺寸加大以承受施加于它们之上的过载。

[0010] 在由斯奈克码公司于 2008 年 12 月 19 日递交的法国专利申请 FR 0 858822 中,一螺旋推进器系统,可填充收自第二螺旋推进器的扭矩的缺失,该第二螺旋推进器由该无动力涡轮的第二转子通过该行星齿轮系的环形齿轮所驱动,这是已知的。其结果是,空气动力学流在离开该螺旋推进器系统的同时被很好地弄直。而且,所述用于将该涡轮引擎连接到飞机上的装置上的机械应力减小,因此在尺寸和质量方面可采用较低成本的设计。

[0011] 为了限制该涡轮引擎的噪音,该引擎必须在上游螺旋推进器与下游螺旋推进器之间包括足够的间隙,这增加了该涡轮引擎的长度。而且,当一螺旋推进器配备有不同装配类

型的叶片时,供应到该装配系统的能(电能或液压能)穿过该行星齿轮系。因此,该行星齿轮系的任何故障影响该装配系统,这需要特别的防备以避免在飞行过程中出现危险情况。

发明内容

[0012] 为了克服至少部分这些缺点,本发明涉及一种用于飞机涡轮引擎的反转螺旋推进器系统,包括:

[0013] - 无动力涡轮,包括第一转子和相对于所述第一转子的第二反转转子;

[0014] - 第一和第二反转螺旋推进器,围绕所述螺旋推进器系统的纵轴相对于此系统的定子旋转,以及

[0015] - 机械传动装置,包括一行星齿轮系,该行星齿轮系包括一与所述纵轴同心,并由所述无动力涡轮的所述第一转子所驱动的中心齿轮,与所述中心齿轮相啮合的行星齿轮,驱动所述第一螺旋推进器的行星支架,以及与每个行星齿轮相啮合的环形齿轮,该环形齿轮,由所述第二转子所驱动,驱动所述第二螺旋推进器。

[0016] 该系统的特征在于,该机械传动装置设置在第一螺旋推进器与第二螺旋推进器之间。因此,该涡轮引擎的尺寸可大大减小。而且,由于在所述螺旋推进器之间必须保持足够大的间隙,因此该机械传动装置的尺寸可增加以限制其复杂性并因此限制成本。得到具有缩小的尺寸并且不太复杂的涡轮引擎。

[0017] 由于本发明,行星齿轮系外观的可由涡轮级的数量 2 分开,并减小其平均半径,这大大降低了该螺旋推进器系统的质量。

[0018] 优选地,该第一螺旋推进器位于该机械传动装置下游,该第二螺旋推进器位于该机械传动装置上游。由于此结构,该行星齿轮系的结构被优化,该涡轮引擎结构紧凑。

[0019] 还优选地,该无动力涡轮的第一转子为内转子,该无动力涡轮的第二转子为外转子。

[0020] 优选地,该无动力涡轮对应于一双轴涡轮引擎的低压涡轮。

[0021] 总是优选地,所述行星支架与所述第一螺旋推进器为一整体,该环形齿轮与所述第二螺旋推进器和该无动力涡轮的第二转子为一整体。

[0022] 优选地,该行星支架通过行星支架轴承关于定子可旋转地安装,该环形齿轮通过环形齿轮轴承关于定子可旋转地安装。每个所述螺旋推进器由该定子直接支撑,这限制了不平衡和振动的出现。

[0023] 优选地,每个螺旋推进器包括用于该螺旋推进器叶片的螺距的变化机构,每个机构安装在定子中,并关于所述机械传动装置而轴向移动。该螺距变化机构有利地安装在定子中,其限制振动并因此限制该变化机构的磨损。而且,由于该螺距变化机构的动力供应与该机械传动装置相分离,这避免了在该机械传动装置发生故障时累及该螺距变化机构的动力供应。

[0024] 优选地,该行星齿轮系安装在一与该环形齿轮整体形成的环形齿轮轴中,该环形齿轮轴包括一内圆形槽,该内圆形槽设置为由于离心力而从该行星齿轮系回收润滑油。因此,润滑油朝向该环形齿轮轴离心分离,并回收到该圆形槽中,这有利于该油由于其在油气油交换器中的通道而朝向引擎返回。

[0025] 仍然优选地,该圆形槽设置在该行星齿轮系的上游。油循环系统并不有利地穿过

该行星齿轮系,这简化了此系的设计。

[0026] 总是优选地,排放口设置在该环形齿轮中,以将下游的润滑油朝向该圆形槽运至该行星齿轮系。

[0027] 本发明还涉及用于包括例如上述的反转螺旋推进器系统的飞机的涡轮引擎。优选地,该涡轮引擎是一《敞开转子》。

附图说明

[0028] 本发明通过附图将更好地理解:

[0029] 图 1 是根据本发明的一螺旋推进器系统的示意图;

[0030] 图 2 是根据本发明优选实施例的用于飞机的螺旋推进器系统的纵向截面图;

[0031] 图 3 是图 2 的螺旋推进器系统的放大图;

[0032] 图 4 是图 3 的螺旋推进器系统的放大图;和

[0033] 图 5 是根据本发明的螺旋推进器系统的行星齿轮系的示意性截面图。

具体实施方式

[0034] 典型地,一涡轮引擎包括,从上游到下游,低压压缩机、高压压缩机、燃烧室、高压涡轮和低压涡轮。以后,术语“上游”和“下游”关于气体在该涡轮引擎中的循环而限定,该气体从上游循环至下游。类似地,在本申请中达成一致,术语“内部”和“外部”关于在图 1-图 4 中所图示的引擎的 X 轴而沿径向限定。因此,沿该引擎轴延伸的一圆柱体包括一朝向该引擎轴的内表面和一与其内表面相对的外表面。

[0035] 所述低压压缩机和低压涡轮通过一低压轴而机械连接,形成一低压筒;而所述高压压缩机和高压涡轮通过一高压轴而机械连接,形成一高压筒。该涡轮引擎被称作一双筒涡轮引擎。

[0036] 参见图 1,根据本发明的用于飞机涡轮引擎的反转螺旋推进器系统 1 包括一无动力涡轮 30,该无动力涡轮 30 包括第一转子 31 和第二转子 32,该第二转子 32 相对于所述第一转子 31 反转,第一 11 和第二 12 反转螺旋推进器设计为围绕该螺旋推进器系统的轴关于该涡轮引擎的一壳体 33 旋转,此轴与该涡轮引擎的 X 轴相重合。

[0037] 参见图 5,该系统 1 包含一行星齿轮系 20 形式的机械传动装置,形成减速器,包含一中心齿轮 40,该中心齿轮 40 与所述纵向 X 轴同心,并由所述无动力涡轮的第一转子 31 驱动,行星齿轮 50 与所述中心齿轮 40 相啮合,一行星支架 52 驱动所述第一螺旋推进器 11,同样一环形齿轮 60,由所述第二转子 32 驱动,与各行星齿轮 50 啮合,并驱动所述第二螺旋推进器 12,该机械传动装置设置在该第一螺旋推进器 11 和该第二螺旋推进器 12 之间。

[0038] 参见图 1,该第一螺旋推进器 11 安装在该行星齿轮系 20 的下游,而该第二螺旋推进器 12 安装在上游。因此,设置在上游螺旋推进器 12 与下游螺旋推进器 11 之间的螺旋推进器间的间隙用来容纳该涡轮引擎的无动力涡轮 30,这使得可有利地减小该涡轮引擎的长度,并因此减小其尺寸。

[0039] 与由斯奈克玛公司于 2008 年 12 月 19 日递交的申请 FR 0858822 相反,在该申请中反转螺旋推进器系统位于低压涡轮的下游,该螺旋推进器系统 1 在这里形成在该涡轮引擎的更上游。

[0040] 参见图 1, 对应于该无动力涡轮的低压涡轮 30 包括第一转子 31, 构成该低压涡轮的内转子; 和第二转子 32, 构成此涡轮的外转子, 该第二转子 32 也被本领域技术人员已知为“外鼓”。该低压涡轮 30 在此安装在该涡轮引擎的定子中, 本领域技术人员了解其名称为《出口壳体》33。该出口壳体 33 形成根据本发明的该螺旋推进器系统的固定部分, 并与该涡轮引擎的 X 轴同心。该出口壳体 33 沿轴向延伸并向内延伸到该低压涡轮 30。

[0041] 所述第一螺旋推进器 11, 称为下游螺旋推进器, 所述第二螺旋推进器 12, 称为上游螺旋推进器, 每个都呈现包括向外延伸的径向叶片的轮的形式。在此例中, 该螺旋推进器系统 1 被改造以使螺旋推进器无径向整流装置围绕它们, 如图 1 中所示, 该涡轮引擎为一《敞开转子》涡轮引擎。

[0042] 参见图 2, 螺旋推进器 11、12 相互轴向转换, 行星齿轮系 20 安装在它们之间。换句话说, 该涡轮引擎从上游到下游沿轴向包括: 上游螺旋推进器 12、行星齿轮系 20 和下游螺旋推进器 11。两个螺旋推进器 11、12 设置为围绕与它们同心的涡轮引擎的 X 轴沿相反方向旋转, 所述旋转关于保持静止的壳体 33 进行。两个螺旋推进器 11、12 皆由行星齿轮系 20 驱动。

[0043] 参见图 5, 行星齿轮系 20 的中心齿轮 40 呈现轮的形式, 其外表面加工出齿, 并且该中心齿轮与涡轮引擎的 X 轴同心。参见图 3 和 4, 该中心齿轮 40 向下游与沿涡轮引擎的 X 轴延伸的纵向行星轴 41 相连。

[0044] 该行星轴 41 利用锥形法兰 42 与第一转子 31 可旋转地整体形成。当来自燃烧室的气体穿过该涡轮引擎的低压涡轮时, 该第一转子 31 直接旋转驱动中心齿轮 40。

[0045] 进一步参见图 5, 该行星齿轮系 20 的行星齿轮 50 呈现轮的形式, 其带齿的外表面与该中心齿轮 40 的带齿的外表面啮合。每个行星齿轮 50 由具有相对于该涡轮引擎的 X 轴偏心的轴线的行星轴 51 承载。该行星齿轮系 20 配备有行星支架 52, 与该涡轮引擎的 X 轴同心, 通过行星齿轮 50 的行星轴 51 可旋转地承载行星齿轮 50。该行星支架 52 呈现与行星轴 41 同轴的纵轴的形式, 该行星轴 41 通过轴承 75、76 可旋转地安装在该行星支架 52 的外侧, 所述轴承 75、76 以后称为行星轴承 75、76。

[0046] 行星轴 41 具有相对大的直径, 以容纳行星轴承 75、76 和行星支架 52。因此可提供更大数量的行星齿轮 50 (在此为 12), 具有减小的尺寸, 在中心齿轮 40 与环形齿轮 60 之间, 如图 5 中所示。如此获得的该行星齿轮系 20 对于减小的总体尺寸具有较低的缩减比, 相对于根据现有技术的行星齿轮系质量更小。

[0047] 对于根据现有技术的引擎, 较低的缩减比 (大约 4) 将造成在对上游螺旋推进器的扭矩与对下游螺旋推进器的扭矩之间的不平衡。根据本发明, 该第二转子有利地补偿此扭矩缺失, 这将在下文中详述。

[0048] 该行星支架 52 与该行星齿轮系 20 下游的第一螺旋推进器 11 整体形成, 如图 1 和 2 所示, 以直接可旋转地驱动它。参见图 3, 该行星支架 52 由行星支架轴承 73、74 相对于该涡轮引擎的壳体 33 而被支撑。由于该下游螺旋推进器 11 相对于壳体 33 而被直接支撑, 其限制了可由安装该涡轮引擎的飞机上的乘客感觉到的不平衡和振动的出现。

[0049] 仍然参见图 5, 该行星齿轮系 20 的环形齿轮 60 呈现轴向圆柱体的形式, 该圆柱体包括向该涡轮引擎沿径向向内凸出的齿。该环形齿轮 60 与该涡轮引擎的 X 轴同心, 并由具有相同轴的环形齿轮轴 61 承载, 该环形齿轮 60 向内与行星齿轮 50 啮合, 如图 5 中所示。

[0050] 环形齿轮轴 61 从行星齿轮系 20 向上游延伸,并与第二螺旋推进器 12 整体形成,以直接可旋转地驱动它。参见图 4,该环形齿轮轴 61 向上游延伸到行星齿轮系 20,而行星支架 52 的轴向下游延伸到行星齿轮系 20。因此,下游螺旋推进器 11 和上游螺旋推进器 12 在该行星齿轮系 20 的两侧。该环形齿轮轴 61 通过环形齿轮轴承 71、72 可旋转地向外安装到该涡轮引擎的壳体 33 上。

[0051] 该环形齿轮轴 61 与第二转子 32 通过一法兰而整体形成。因此,一部分动力从该第二转子 32 直接传递到该上游螺旋推进器 12,而不经过行星齿轮系 20 传递。

[0052] 因此,第二转子 32 直接帮助驱动环形齿轮 31,从而帮助驱动上游螺旋推进器 12。为了获得该涡轮引擎的更好的效率,可获得分别传送到下游螺旋推进器 11 与上游螺旋推进器 12 的扭矩之间的整体比。

[0053] 参见图 1,每个螺旋推进器配备有其叶片的螺距变化机构。优选地,每个系统容纳在一设置在各螺旋推进器下方的腔中。每个机构的动力供应(电能或液压能)通过一朝向出口壳体 33 下游而凸出的突起而制成。该行星齿轮系 20 就螺旋推进器 11、12 的螺距关于变化机构 70 而轴向变化。因此,在该行星齿轮系 20 发生故障或过热的情况下,对于螺旋推进器的螺距变化机构无有害的后果。

[0054] 假设由该减速器传送较大的动力,则有必要从该减速器释放大量的热。为此,一润滑回路可使该减速器冷却,其油速为约 5000 公升/小时。

[0055] 随着该引擎上游减速器的运动,有必要修改该减速器的润滑回路。在现有技术中,该润滑回路将穿过该减速器的行星支架,这具有缺点。

[0056] 参见图 3 和 4,该减速器容纳在该浸没在润滑油中的旋转的环形齿轮轴 61 中。该减速器的润滑油随后在离心力的作用下倚着该环形齿轮轴 61 的内表面而被抽出。该油即为所称的“离心分离的”。

[0057] 为了便于恢复润滑油,在环形齿轮轴 61 中设有圆形恢复槽 62,沿引擎轴横向延伸,设置在该环形齿轮轴 61 的内表面中行星齿轮系 20 的上游,该槽 62 具有向内的径向开口。

[0058] 为了使位于减速器下游的润滑油可到达恢复槽 62,在环形齿轮 60 中设置排放口 64。更具体参见图 4,排放口 64 在环形齿轮 60 中延伸,并从环形齿轮 60 引出以连通位于减速器下游的环形齿轮轴 61 的容积与其位于上游的容积。该排放口 64 在此从上游向下游向引擎内倾斜地延伸,以利于润滑油在离心力的作用下朝上游容积循环。

[0059] 为了有利于润滑油的恢复,在该环形齿轮轴 61 的环形杯中设置圆形槽 62,该环形杯限定一上游斜面 62a,该上游斜面 62a 从上游向下游向外延伸,以及一下游斜面 62b,该下游斜面 62b 从上游朝向下游向内延伸。因此,润滑油被斜面 62a、62b 所引导,重新回到圆形槽 62 中。油的返回通过多个管 63 来保证,所述管 63 从上游到下游,在出口壳体 33 中纵向延伸,沿径向直地穿过它到圆形槽 62 上以形成在所述圆形槽 62 中。管 63 的端部在此敞开,并沿切线方向,即垂直于径向方向,以使重新回到圆形槽 62 中的润滑油在该环形齿轮轴 61 旋转过程中被抽到管 63 中。所述管 63,在此它们中的三个,可舀出润滑油到圆形槽 62 中。

[0060] 在恢复后,润滑油通过管 63 朝向一气-油交换器而向上游运送到引擎,其中该气-油交换器优选安装在该引擎的二级设备的壳体中。有利地,由于部分动力(大约 20%)从第二转子 32 直接传送到上游螺旋推进器 12,而不经过行星齿轮系 20,在减速器内部产生

的热因而比根据现有技术引擎而较低。其使得可有利地降低冷却该行星齿轮系 20 的油速，从而限制气 - 油交换器的尺寸，因而限制其拖拉。

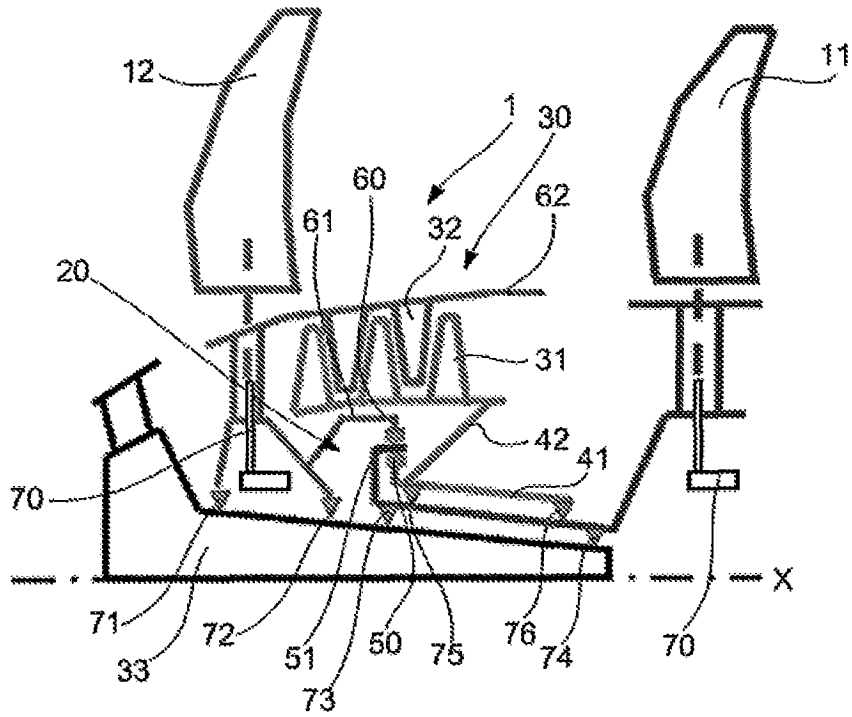


图 1

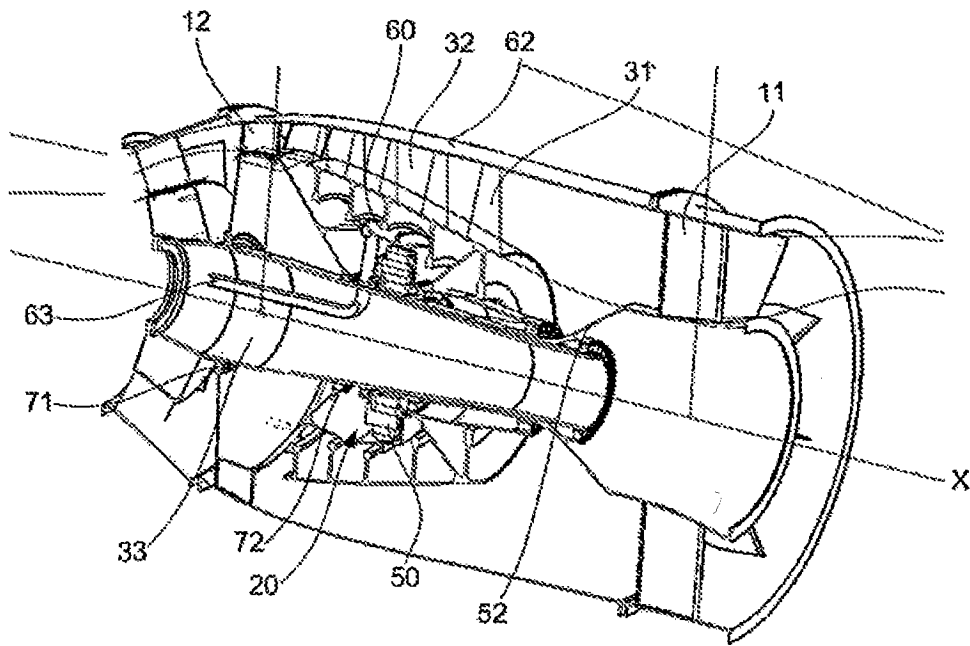


图 2

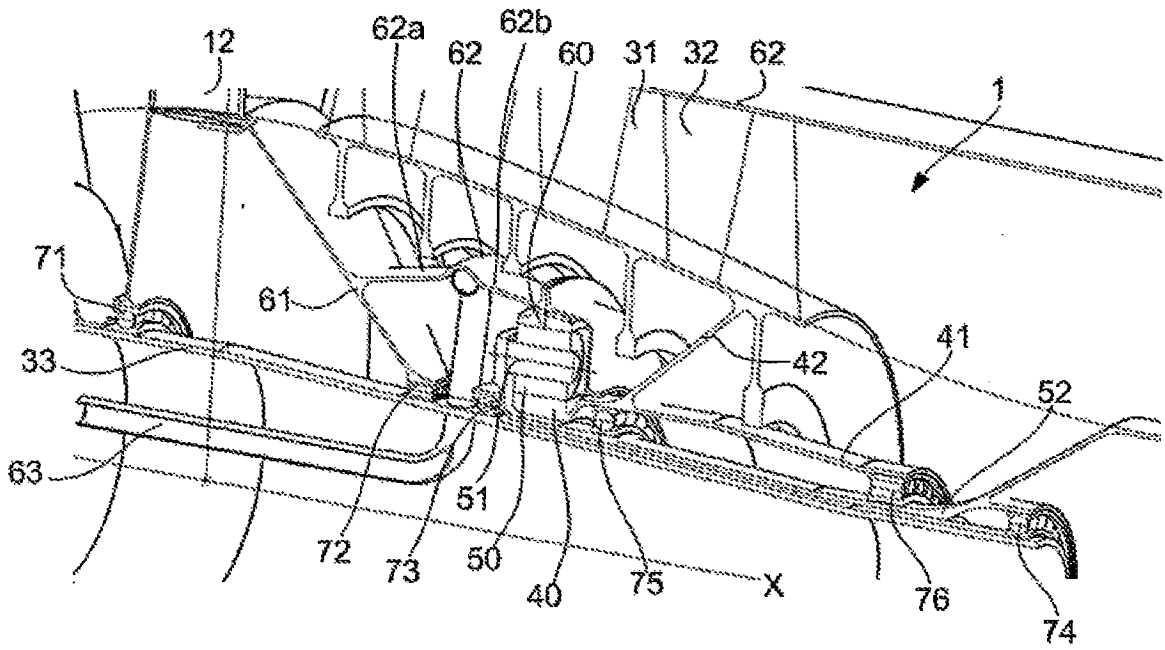


图 3

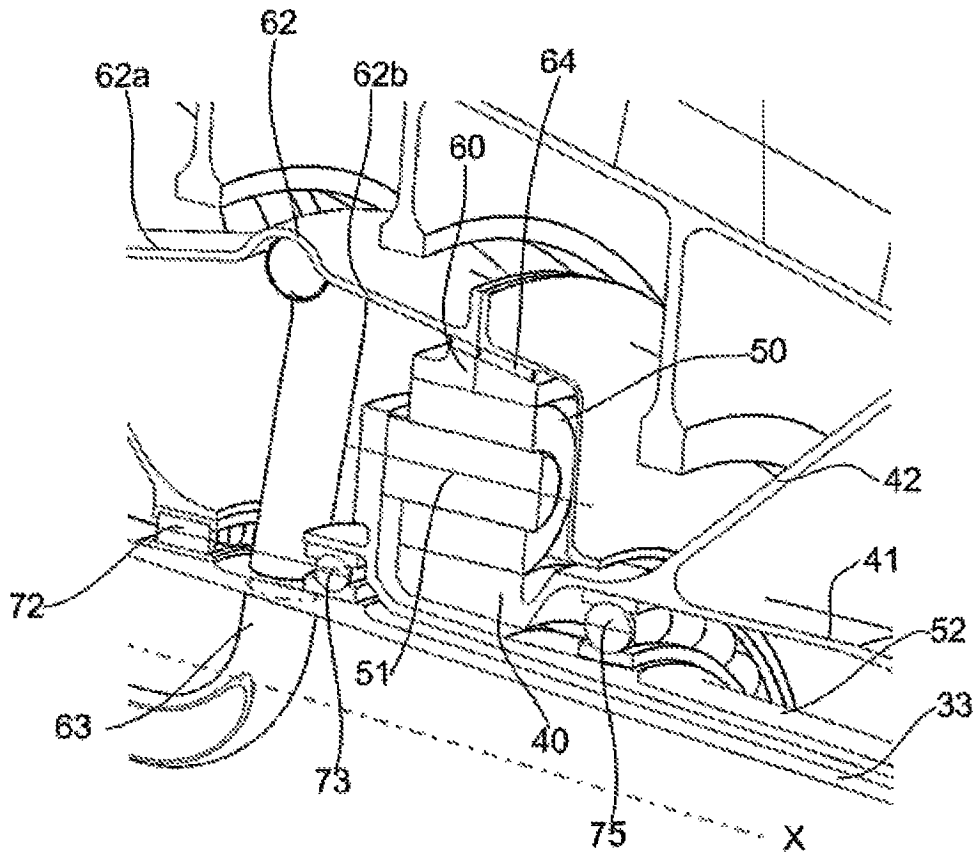


图 4

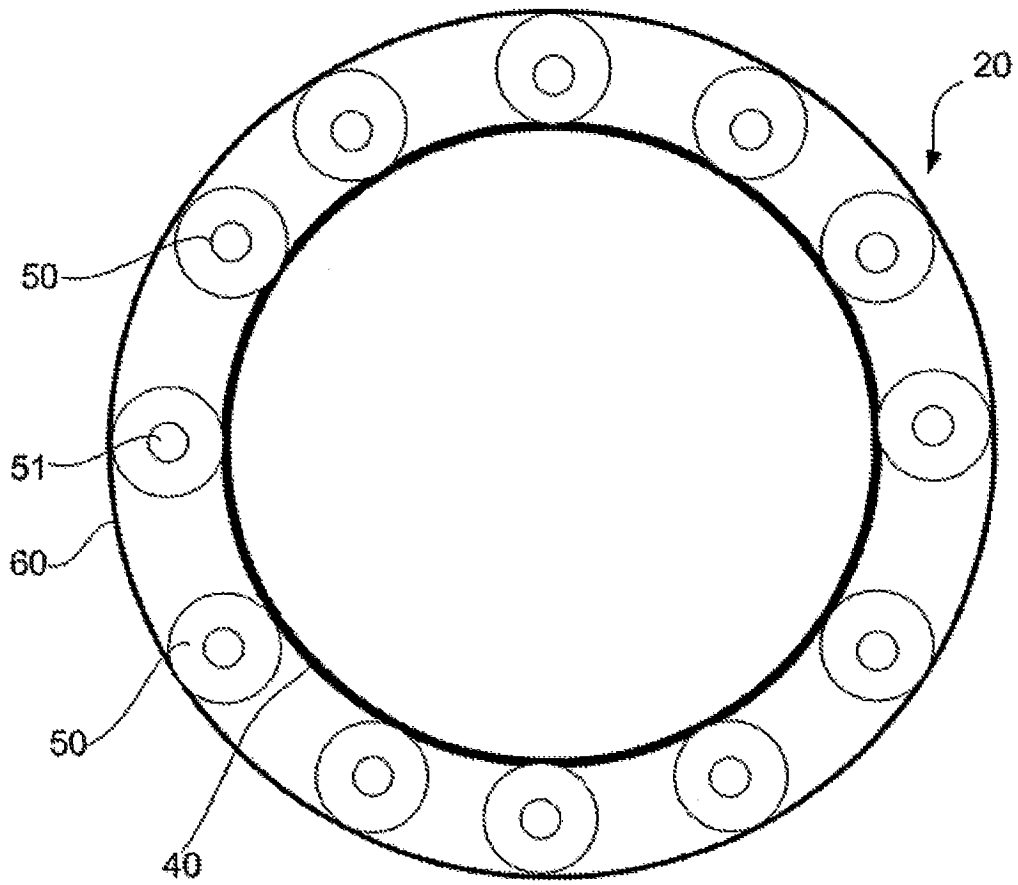


图 5