



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102575582 B

(45) 授权公告日 2015. 12. 16

(21) 申请号 201080045388. 7

(22) 申请日 2010. 10. 14

(30) 优先权数据

0957275 2009. 10. 16 FR

0957277 2009. 10. 16 FR

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2012. 04. 06

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/EP2010/065416 2010. 10. 14

(87) PCT国际申请的公布数据

W02011/045373 FR 2011. 04. 21

(73) 专利权人 斯奈克玛

地址 法国巴黎

(72) 发明人 飞利浦·杰拉德·查纳兹

格坦·吉恩·马鲍克兹

飞利浦·吉勒斯·米诺

托马斯·阿兰·克里斯蒂安·文森特

迪迪尔·吉恩-路易斯·伊冯

(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 刘广新

(51) Int. Cl.

F02C 7/05(2006. 01)

F02C 7/052(2006. 01)

F02K 3/062(2006. 01)

F02K 3/072(2006. 01)

F02C 7/20(2006. 01)

(56) 对比文件

GB 2203801 A, 1988. 10. 26,

US 4456458 A, 1984. 06. 26,

US 6499285 B1, 2002. 12. 31,

FR 2538452 A1, 1984. 06. 29,

US 5058379 A, 1991. 10. 22,

CN 101539057 A, 2009. 09. 23,

EP 1898068 A2, 2008. 03. 12,

审查员 张祥

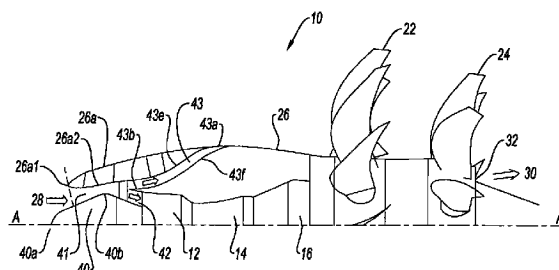
权利要求书2页 说明书6页 附图4页

(54) 发明名称

发动机机舱中的燃气涡轮发动机进气口

(57) 摘要

本发明涉及一种由燃气涡轮发动机 (10) 和安装发动机的机舱 (26) 构成的装置, 所述发动机的机舱包含一个形成进气口的进气整流罩 (26a), 所述装置包括: 外来物偏转构件 (40), 该构件与所述进气整流罩 (26a) 一起构成了进气道 (41) 和, 在偏转构件的下游的二次偏转通道 (43), 发动机主供气通道 (42), 所述进气道 (41) 设计成可使经由进气口吸入的至少一部分外来物转向进入二次偏转通道 (43), 其特征在于, 二次偏转通道采用这样一种方式布置, 即穿过该通道的空气流动速度会从上游至下游增加, 二次通道带有经由发动机机舱 (26) 外壁上的开口 (43a) 的排气出口。



1. 一种由燃气涡轮发动机 (10) 和安装发动机的机舱 (26) 构成的装置, 所述发动机的机舱包含一个形成进气口的进气整流罩 (26a), 所述装置包括:

外来物偏转构件 (40), 该构件与所述进气整流罩 (26a) 一起构成了进气道 (41) 和, 在偏转构件的下游的,

二次偏转通道 (43),

发动机主供气通道 (42),

所述进气道 (41) 设计成可使经由进气口吸入的至少一部分外来物转向所述二次偏转通道 (43) 的进气口 (43b), 其特征在于, 所述二次偏转通道 (43) 具有所述机舱 (26) 的外壁上的排气口 (43a), 并且该二次偏转通道 (43) 的形状为其横向于空气流动方向的截面面积从所述二次偏转通道的进气口 (43b) 到排气口 (43a) 减小, 使得穿过该通道的空气流动速度从上游至下游增加。

2. 根据权利要求 1 所述的装置, 其特征在于, 外来物偏转构件 (40) 对穿过进气口的任何弹道封闭了发动机主供气通道 (42)。

3. 根据权利要求 1 或 2 所述的装置, 其特征在于, 外来物偏转构件 (40) 形状为轴对称锥体形状, 其构成了带进气整流罩 (26a) 的环形的进气道 (41), 所述进气整流罩 (26a) 同样也为环形。

4. 根据权利要求 1 或 2 所述的装置, 其特征在于, 所述二次偏转通道 (43) 的横截面的减小是方位上的。

5. 根据权利要求 1 或 2 所述的装置, 其特征在于, 所述二次偏转通道 (43) 是由至少两个单独的管道 ($43_2, 43_2'$) 所形成, 所述管道具有一共同的环形的进气口 (43b), 以及带有围绕机舱 (26) 的周缘分布的开口 (43_{2a}) 的出口。

6. 根据权利要求 1 或 2 所述的装置, 其特征在于, 发动机机舱壁上的排气口 (43a) 是这样布置的, 即空气沿发动机轴线流动。

7. 根据权利要求 1 所述的装置, 所述发动机机舱包括进气整流罩 (26a) 和在所述进气整流罩延伸部分的可拆卸整流构件 (26b, 26c), 其特征在于, 二次偏转通道 (43) 包括至少一部分构成偏转进气口 ($43_4'$ 和 $43_4''$) 并固定到所述可拆卸整流构件 (26b, 26c) 上的二次偏转通道。

8. 根据权利要求 7 所述的装置, 包括围绕与发动机轴线平行的轴线采用关节连接的可拆卸整流构件 (26b, 26c), 从而可拿掉发动机盖。

9. 根据权利要求 1, 2 或 7 所述的装置, 其特征在于, 外来物偏转构件 (40) 的形状为轴对称锥体形状, 与进气整流罩一起构成了环形进气通道, 进气整流罩同样也为环形, 所述偏转构件至少部分地通过带有内部毂壳 (51in) 的第一毂壳 (51) 支撑, 并在所述内部毂壳 (51in) 内相啮合。

10. 根据权利要求 9 所述的装置, 其特征在于, 所述第一毂壳 (51) 通过第二毂壳 (52; 152) 固定到发动机上, 而第二毂壳构成了将发动机悬挂于飞机上的平面。

11. 根据权利要求 10 所述的装置, 包括围绕平行于发动机轴线以关节连接的整流构件 (26b, 26c) 以便拿掉发动机盖, 二次偏转通道部分固定到带有上游表面的关节连接的整流构件上, 所述表面以流体密封方式抵靠在构成进气整流罩内二次偏转通道的支撑表面上。

12. 根据权利要求 11 所述的装置, 其特征在于, 所述支撑表面是在第二毂壳 (52; 152)

上形成的。

发动机机舱中的燃气涡轮发动机进气口

技术领域

[0001] 本发明涉及航空涡轮发动机领域，特别是涉及涡轮发动机的进气口，后者包括发动机本身和安装其的机舱。

背景技术

[0002] 涡轮发动机一般包括由围绕同一轴线旋转的一套或多套转子构成的燃气发生器。每套转子通常采用轴或鼓轮连接的压缩机和涡轮构成，根据流过发动机的燃气流向，一个布置在燃烧室的上游，而另一个布置在下游。与该燃气发生器相连的是其驱动的风扇或一组或多组风扇叶片。

[0003] 当风扇转子或风扇叶片组位于发动机前部时，发生器的进气口则位于该转子的下游。很容易被发生器吸入的外来物（诸如，鸟、冰雹、水和石子），会因为前部转子而至少部分地减缓速度或停止，这是因为转子的惯性和尺寸在一定程度上起到了格栅的作用，或者由于风扇离心作用，使得这些外来物偏转进入二次流路径。在发动机的风扇或风扇叶片转子不位于燃气发生器进气口上游的发动机上，这种保护是不存在的。

[0004] 无函道风扇（UDF）发动机或“桨扇”发动机就属于这种情况。这类发动机包括一对风扇叶片组，这些叶片对转，并径向布置在包围发生器的发动机机舱的外部，与两个涡轮叶轮一致，叶轮直接带动风扇叶片旋转。燃气发生器是单流发生器。以本申请者公司名义申请的专利申请 FR 2 606 081 对这类发动机进行了描述。

[0005] 一个解决方案可以是加强第一压缩机级，但是，这种加强会引起一些部件尺寸变化，这在某种程度上不利于重量和尺寸，因为这些部件需要能够承受直接碰撞。

发明内容

[0006] 本发明的一个目的是提出一种可降低大的外来物碰撞能量的进气道，其方式是，当这些外来物到达压缩机时，已经丧失了足够能量，对该压缩机部件不会造成损坏。

[0007] 本发明的另一个目的是提出一种能够让较小外来物偏转的进气道，诸如沙粒、冰、石子和水，并将其排放出去，且又不会丧失太多的能量。

[0008] 人们已知，为直升机或垂直起降飞机（VTOL）上安装的发动机而专门设计的进气口。例如，这些发动机进气口包括可在进气口处使气流偏转的装置，在偏转点的下游，设有可截留进入的外来物的装置，特别是沙粒。

[0009] 本发明是针对一种在现有技术进气口上作了改进的进气口，可保护发动机防止吸入外来物，同时保持发动机机舱的动力学性能。

[0010] 本发明提出了一种燃气涡轮发动机和装有该发动机的机舱的装置，带有构成进气口的进气整流罩，包括：

- [0011] - 外来物偏转构件，与所述整流罩一起构成进气道，以及，在该偏转构件的下游，
- [0012] - 二次偏转通道，
- [0013] - 发动机主供气通道，

[0014] 所述进气道设计成可使至少一部分经由进气口吸入的外来物转向进入二次偏转通道,其特征在于,二次偏转通道的布局是这样的,即,流过该通道的空气的速度会从上游向下游增加,所述二次通道带有排气口,其开口向机舱外壁打开。

[0015] 通过本发明,可以保持航空动力学性能,并限制发动机机舱的总阻力。为此,与空气流动方向成横向的二次通道的横截面,其面积在二次通道的进气口和排气口之间减小。

[0016] 根据一个实施方案,横截面的缩小是方位上的。更具体地说,二次偏转通道是由至少两个带有普通环形进气口的独立的管道和带有开口的排气口构成,所述排气口的开口沿机舱周缘布置。

[0017] 发动机机舱壁上的排气口截面优选布置成可引导气流沿发动机轴线流动。

[0018] 外来物偏转构件优选对穿过进气口的任何弹道封闭主通道。根据一个有利实施方案,该构件呈轴对称锥体形状,该锥体构成了一种带进气整流罩的环形进气道,而进气整流罩同样也是环形。

[0019] 根据一个实施方案,二次偏转通道由至少两个独立导管构成,所述导管带有环形进气口和排气口,进气口共用,而排气口则带有沿发动机机舱周缘分布的开口。例如,二次通道可以包括四个或五个或更多的导管。

[0020] 根据另一个实施方案,在由燃气涡轮发动机和安装发动机的机舱构成的装置中,所述机舱包括进气整流罩和位于所述进气整流罩延伸部分的可拆卸的整流构件,所述装置的特征在于,二次偏转通道包括构成偏转进气口的至少一部分二次通道并固定到所述可拆卸整流构件上。

[0021] 这样,就解决了安装一个或多个外来物偏转管道的问题,同时,在发动机空间紧张的环境下保持符合要求的航空动力学性能。这个解决方案可以保持均衡布置,经由构成偏转进气口的所述二次通道部分传递的载荷尽可能少。

[0022] 此外,与发动机必须能够直接承受碰撞的的实施方式相比,该解决方案减轻发动机的重量。

[0023] 这个解决方案非常适合于整流构件围绕与发动机轴线平行的轴线采用关节连接的装置,从而可拿掉发动机盖。

[0024] 这个解决方案使得维护保养更为容易:在整流构件打开时,导管部分不会妨碍燃气涡轮发动机的维护。可对易于受到碰撞的进气部件进行检查。如果出现撞击时,可以拆除和很容易地更换。

[0025] 根据一个最佳实施方案,燃气涡轮发动机和发动机机舱的装置带有偏转构件,其形状是轴对称锥体形状,与进气整流罩一起构成了环形进气通道,整流罩同样也为环形,偏转构件通过在所述内毂内啮合,至少部分地由带有内毂的第一壳体支撑。

[0026] 更具体地说,所述第一毂壳固定到发动机上,特别是,第一毂壳通过第二毂壳固定到发动机上。

[0027] 使用这种事实方式,装置的寿命和可靠性得到优化,载荷路径和装配简单。

[0028] 有利的是,第二毂壳构成了将发动机悬挂在飞机上的一个平面。

[0029] 本发明提出的装置还包括如下特性,这些特性可以单独考虑,也可结合考虑:

[0030] 整流构件围绕与发动机轴线平行的轴线采用关节连接,以便可拿掉发动机盖,二次偏转通道部分固定到关节连接的整流构件上,其带有上游表面,该表面采用液体密封方

式抵靠在进气整流罩内二次通道的支撑表面上。特别是,所述支撑表面是在毂壳上形成的。

[0031] 二次通道是这样布置的,即流经该通道的空气的速度会从上游向下游增加,二次通道的排气口向发动机机舱外壁内打开。沿横向于二次通道进气口和排气口之间空气流动方向,通过缩小二次通道横截面可获得该空气速度增加。优选地,该横截面的减小是方位上的,从而获得分布于发动机机舱表面处的排气孔。

[0032] 优选地,外来物偏转构件对穿过进气口的任何弹道封闭了主通道。这样,就避免了任何外来物被直接吸入发动机内。

[0033] 本发明更具体地是针对无函道风扇型发动机,风扇叶片组布置在发动机进气口的下游。

[0034] 下面结合附图阅读以纯粹说明性和非限定性示例给出的本发明一个或多个实施方案的详细解释性描述,可以更好地理解本发明,本发明的其它目的、细节、特性和优点会更清楚地显现出来。

附图说明

[0035] 图 1 为无函道风扇型涡轮发动机的局部轴向剖面示意图,所示发动机进气口为根据本发明的进气口;

[0036] 图 2 为图 1 所示进气口透视图,示出了根据本发明第一实施方案的进气口构件,细节隐蔽。

[0037] 图 3 为根据本发明另一实施方案的发动机和发动机机舱的装置的分解透视图,其中,进气口置于发动机机舱内,包括两个围绕纵轴采用关节连接的整流构件;

[0038] 图 4 为图 3 的实施方案的剖面图,示出了第二毂壳和整流构件之间的界面,所示整流构件为打开状态;

[0039] 图 5 为图 3 所示实施方案的横剖面示意图,示出了第二毂壳和整流构件之间的界面,所示整流构件为关闭状态;

[0040] 图 6 为图 4 的剖面图,所示为穿过涡轮机的轴线;

[0041] 图 7 为图 4 的剖面图,所示为未穿过涡轮机的轴线;

[0042] 图 8 为无函道风扇型涡轮发动机局部轴向剖面图,所示为本发明另一种形式的实施方案,所示为第二毂壳。

具体实施方式

[0043] 首先参照图 1,该图示出了无函道涡轮发动机 10 的主要结构部件。从上游到下游,沿涡轮发动机内燃气流动方向,发动机包括压缩机 12、环形燃烧室 14、高压涡轮 16(仅示出了涡轮壳体)。在高压涡轮 16 的下游是两个低压涡轮(图中未示),两个低压涡轮为对转涡轮,也就是说,它们围绕发动机纵轴 A 沿相对方向转动。

[0044] 位于下游的这些涡轮,每个涡轮都转动,因为每个涡轮带有一组外部风扇叶片 22, 24,这些叶片在涡轮发动机机舱 26 外部径向延伸,该机舱 26 呈大体圆柱形,沿轴线 A 从压缩机 12、燃烧室 14 和涡轮周围的进气口处延伸。

[0045] 进入发动机的空气流 28 被压缩,然后,与燃油混合,并在燃烧室 14 内燃烧,燃烧气体然后流过涡轮,驱动风扇叶片 22, 24 旋转,从而提供涡轮发动机所产生的大部分推力。离

开涡轮的燃气经由喷管 32 被排出（箭头 30）以增加推力。

[0046] 风扇叶片 22, 24 同轴彼此前后布置, 包括围绕涡轮发动机纵轴 A 均匀分布的多个叶片。这些叶片大体径向延伸, 均属于变螺距型, 这就是说, 它们能够围绕其自身轴线旋转, 以便根据涡轮发动机工作条件来优化其角度位置。

[0047] 发动机机舱 26 包括上游的环形进气整流罩 26a。外来物偏转构件 40 位于进气整流罩 26a 内。由于进气整流罩 26a 的内壁 26a2 的作用, 其划定了发动机的进气通道 41 的边界。该通道 41 在本示例中为环形。外来物偏转构件为总体卵圆形状, 其轴线与发动机的轴线 AA 共线。卵圆形的一个顶端 40a 指向整流罩 26a 的上游边缘 26a1 的上游。偏转构件在边缘 26a1 下游 40b 处的加宽部分的直径最大。偏转构件可以很方便地由榷壳来支撑（图中未示）, 构件的臂部在偏转构件安装的内榷壳和外壳环之间向外展开。

[0048] 在加宽部分 40b 的下游, 进气通道 41 变宽并分成两个同心通道: 内主通道 42 和在前一个通道外部的二次通道 43。主通道 42 通向压缩机 12 的进气口并向发动机提供主气流。二次通道 43 通向发动机各个壳体外部的机舱 26 内。其通过开口 43a 向发动机机舱 26 的壁打开。该通道由两个在边缘 43b 和开口 43a 之间纵向延伸的径向或大体径向壁 43_{2c} 和 43_{2d} 和呈圆柱形部分的两个壁（径向内壁 43f 和径向外壁 43e）而划定了界限。后者位于进气整流罩 26a 的内壁 26a2 的延伸部分。

[0049] 根据所述实施方案, 发动机包括从表面上游边缘 43b 延伸的两个二次通道 43₂ 和 43_{2'}, 所述表面将两个（主 42 和二次 43）通道之间的进入气流分开。根据本发明的一个特性, 二次通道 43₂ 和 43_{2'} 带有横向于气流方向的横截面, 该横截面从流动分开边缘 43b 逐渐减小。横截面的这种减小导致二次通道 43 内空气速度的增加。于是, 一方面, 避免了经由二次通道 43 排气口 43a 的空气吸入, 另一方面, 气流有助于推进。

[0050] 优选地, 从上游到下游, 横向于气流方向的横截面的减小可通过横截面方位减小而获得, 两个纵向壁 43_{2c} 和 43_{2d} 之间的间距在边缘 43b 和开口 43_{2a} 之间逐渐减小。可使外来物偏转的二次通道在两个圆柱形部分之间的径向厚度, 从对应于边缘 43b 的进气口一直到开口 43_{2a} 处是不变的或大体上不变。如图 2 所示, 每个通道 43 的开口 43a 在周缘宽度上延伸, 该宽度大大小于边缘 43b 的一部分所形成的进气口的宽度, 且该宽度延伸到其周缘的一半以上。

[0051] 构成该进气口各个部件功能如下。如果外来物是在飞行中经由进气口吸入, 其会在撞击偏转构件 40 后跳飞。其路径被偏转进气整流罩的内壁。在偏转构件加宽部分的下游, 外来物被导向其中一个偏转通道 43₂ 或 43_{2'}, 从而经由开口 43a 被引出。

[0052] 偏转构件可以很方便地由第一榷壳 51 来支撑, 第一榷壳的臂在偏转构件安装的内榷壳和外壳体环之间展开。第一榷壳 51 本身由位于下游的第二榷壳 52 来支撑。该第二榷壳 52 固定到发动机上, 例如, 固定到压缩机 12 的壳体上。

[0053] 图 3 根据另一种涉及四个进气口的实施方式, 示出了图 1 所示装置的分解透视图。在进气整流罩 26a 的下游, 发动机机舱 26 包括由两个整流构件 26b 和 26c 形成的整流罩, 整流构件采用关节连接到挂架 60 上, 所述装置通过该挂架固定到飞机上。每个部件都围绕与发动机轴线 AA 相平行的轴线通过关节连接。根据所示实施方案, 每个整流构件 26b 或 26c 支撑着两个进气口, 一个支撑顶部进气口 43_{4'}, 另一个支撑底部进气口 43_{4''}。四个进气口为二次通道 43 的组成部分。此处, 因为围绕发动机轴线对称布置, 所以其轮廓形状相同。

[0054] 二次通道 43 的进气口 43₄' 或 43₄" 由两个在边缘 43b 和开口 43a 之间纵向延伸的径向或大体径向壁 43_{4c} 和 43_{4d} 和两个圆筒部分形式的壁划定边界, 两个圆筒形壁分别为径向内壁 43_{4f} 和径向外壁 43_{4e}。当整流罩关闭时, 后者位于进气整流罩 26a 内壁 26a2 的延伸部分。进气口从表面的上游边缘 43b 延伸, 所述表面将两个通道 (主通道 42 和二次通道 43) 之间的进入气流分开。

[0055] 内空气速度的增加。于是, 一方面, 避免了经由二次通道 43 的排气口 43a 的空气吸入, 另一方面, 气流有助于推进。

[0056] 优选地, 从上游到下游, 横向于气流方向的横截面的减小可通过横截面方位减小而获得, 两个纵向壁 43_{4c} 和 43_{4d} 之间的间距在边缘 43b 和开口 43_{4a} 之间逐渐减小。从对应于边缘 43b 的进气口一直到开口 43_{4a} 处, 进气口在两个圆柱形部分之间的径向厚度是不变的, 或大体上保持不变。如图 2 所示, 每个进气口 43₄' 或 43₄" 的开口 43_{4a} 在周缘宽度上延伸, 所述宽度大大小于边缘 43b 一部分所形成的进气口的宽度, 且该宽度延伸到其周缘的四分之一以上。图 4 和图 5 示出了整流构件 26b, 图 5 所示为关闭位置, 图 4 所示为打开位置, 从而可以检查发动机。

[0057] 根据本发明的另一个特性, 偏转构件 40 通过两个毂壳 51 和 52 由发动机支撑。第一毂壳 51 由内毂 51in 和外毂或外壳体环 51ex 构成, 二者经由径向臂 51b 连接。两个毂壳 51in 和 51ex 之间的间距确定了进气通道 41 的开口。内毂壳 51in 安装偏转构件 40 的锥体部分。第二毂壳 52 同样包括内毂 52in 和外毂 52ex, 二者由径向臂 52b 连接。第二毂壳 52 形成了二次通道 43 的组成部分。

[0058] 图 6 为图 5 所示的局部纵向剖面图, 示出了两个毂壳的布局。两个壳体 51 和 52 通过螺栓固定各个外部壳环 51ex 和 52ex 而联接在一起。第二毂壳的内毂 52in 本身固定到发动机壳体上, 例如, 固定到压缩机 12 的壳体上, 图 6 未示该压缩机。这样, 偏转构件 40 就固定在下流的燃气涡轮发动机上。这种形式的装置避免了对其引起的任何振动。

[0059] 如图 4 和图 5 所示, 整流构件 26b 或 26c 采用关节连接到与轴线 AA 相平行的轴线周围。进气口位于第二毂壳 52 下游延伸部分并以这样的一种方式布置, 即允许在第二毂壳 52 和进气口 43₄' 或 43₄" 之间实现液体密封装配。图 6 和图 7 则分别为穿过和未穿过二次通道轴线的纵向剖面示意图, 提供了毂壳 52 和进气口 43₄' 和 43₄" 之间的如下密封。

[0060] 密封装置 70 布置在两个毂壳体环 52ex 和 52in 下游延伸部分和进气口 43₄' 和 43₄" 两个圆柱形壁 43_{4e} 和 43_{4f} 上游延伸部分之间。例如, 这些密封装置可为唇形密封。

[0061] 如图 6 所示, 进气口侧向壁 43_{4c} 和 43_{4d} 和毂壳 52 两侧径向臂 52b 之间布置有密封装置。可以看出, 优选地, 进气口侧壁 43_{4c} 和 43_{4d} 相对于圆柱形壁法线而倾斜, 目的是使得进气口相对于径向臂 52b 而处于中心位置。

[0062] 构成该进气口各个部件的工作方式如下。如果在飞行中外来物通过进气口被吸入, 外来物会撞击偏转构件 40 跳飞。其轨道偏转进气整流罩 26a 的内壁。在偏转构件加宽部分的下游, 外来物会被导向偏转通道的其中一个进气口 43₄' 或 43₄" 上, 此处, 经由孔口 43_{4a} 被引出。如果由于跳飞而被吸入主通道, 但其也丧失了大量能量, 不足以对发动机造成损坏。

[0063] 如图 6 所示, 根据第二毂壳的另一种实施方式, 后者可构成被称之为位于发动机前悬挂平面上的中间壳体。

[0064] 图 8 所示发动机与图 1 所示发动机相同。其差异在于第二毂壳的标记为 152。该第二毂壳 152 包括构成发动机轴前支撑支架的内毂壳 152in。其包括对应于前面所述实施方案的毂壳的内毂的中间毂 152m 和对应于前面实施方案的外毂的外毂 152ex。将发动机固定到飞机上的前固定装置 161 连接到该外部毂 152ex 上。该图示出了发动机悬挂装置的一个示例。其包括挂架 160, 挂架的一端固定到飞机上, 而发动机就固定到该挂架上。发动机的固定装置包括所述前固定装置 161、后悬挂平面上的后固定装置 162 和推力杆 163。在两个毂 (内毂 161in 和中间毂 152m) 之间形成了进气通道 42, 而在两个毂之间形成了压缩机的第一整流级的叶片 152r。

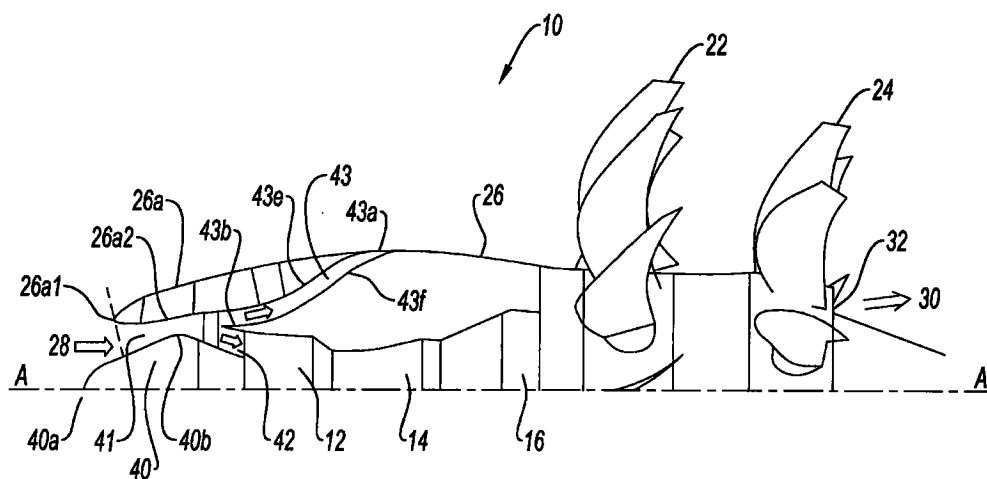


图 1

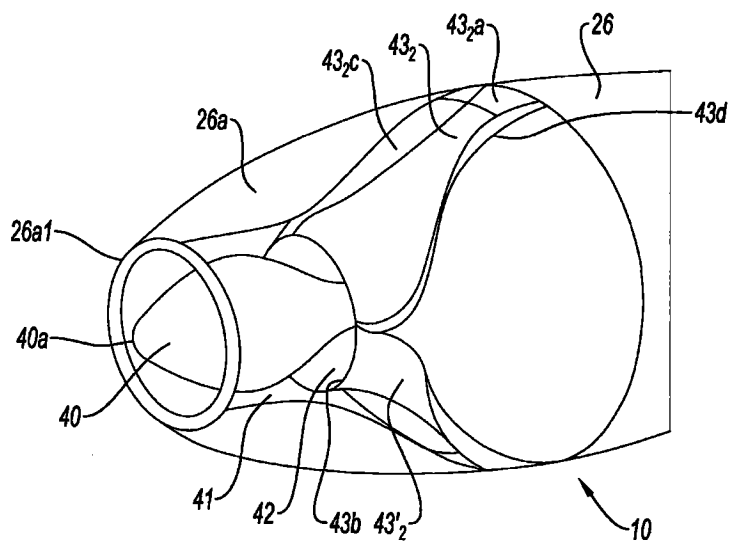


图 2

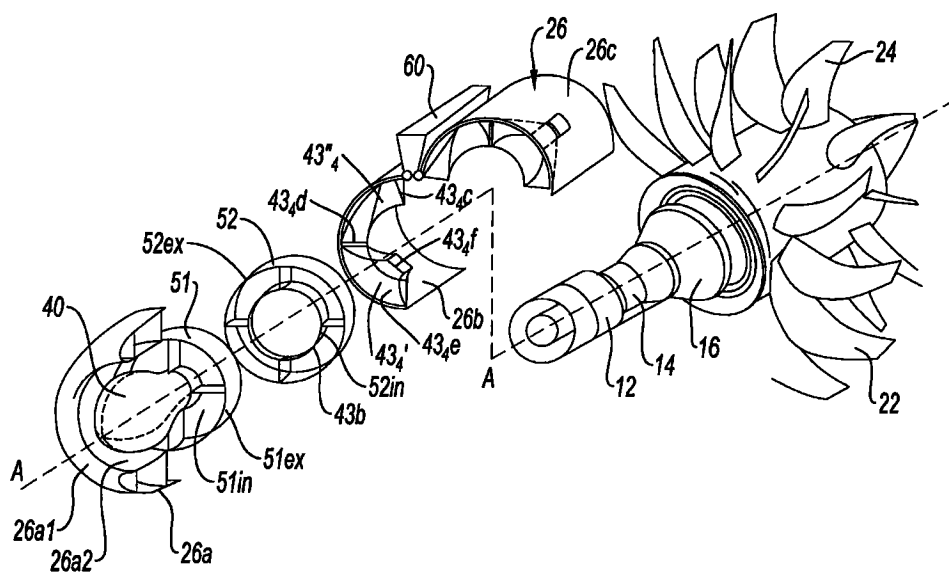


图 3

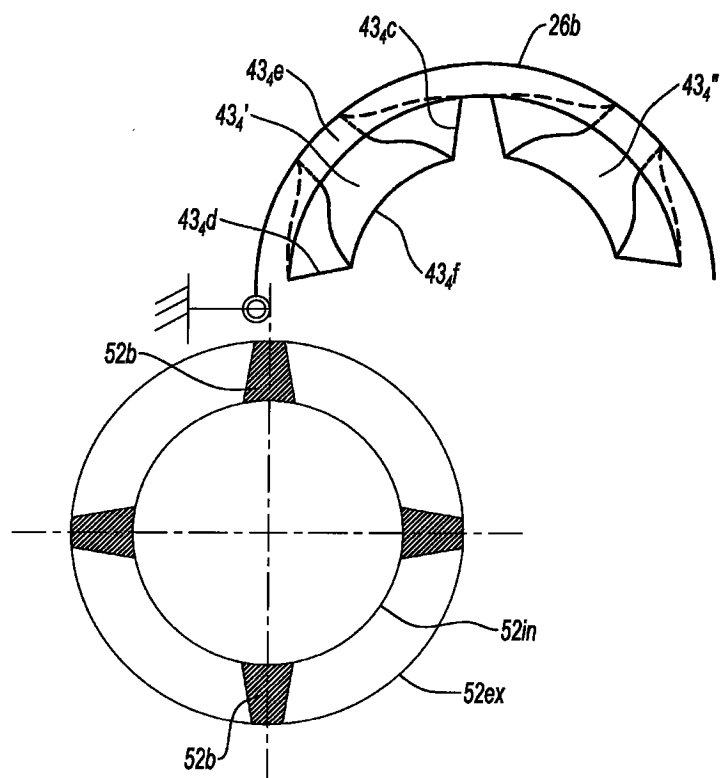


图 4

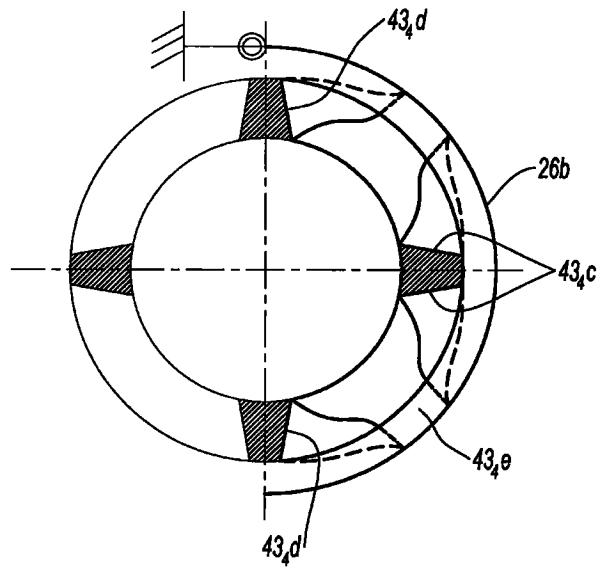


图 5

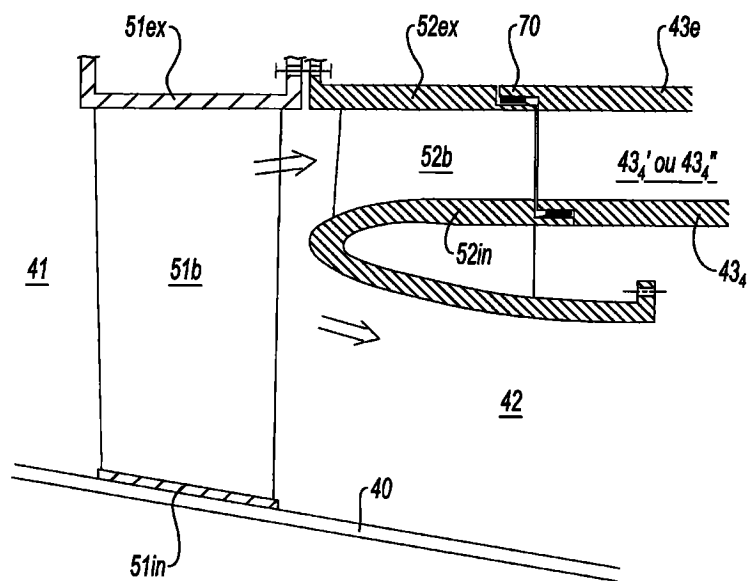


图 6

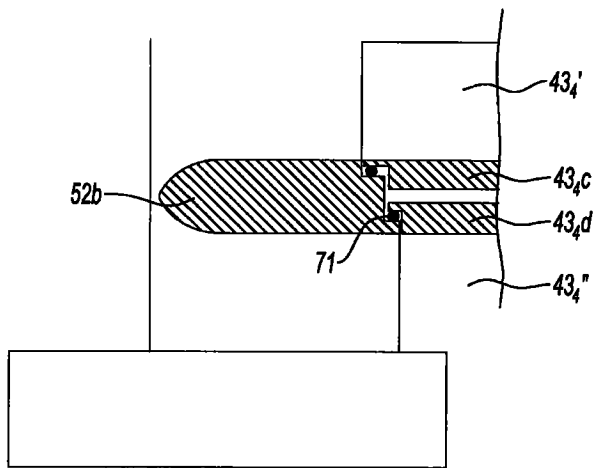


图 7

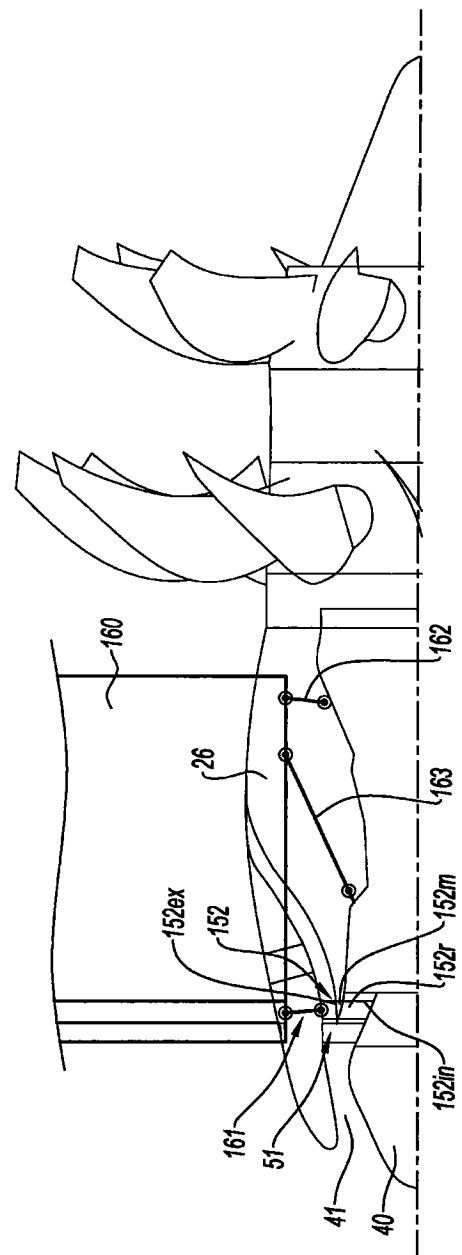


图 8