(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 102282072 B
(45)授权公告日 2015.05.27

(21)申请号 201080004839.2
(22)申请日 2010.01.21
(30)优先权数据
09/00470 2009.02.04 FR
(85)PCT国际申请进入国家阶段日
2011.07.18
(86)PCT国际申请的申请数据
PCT/FR2010/050090 2010.01.21
(87)PCT国际申请的公布数据
WO2010/089487 FR 2010.08.12
(73)专利权人 埃尔塞乐公司
地址 法国贡夫勒维尔洛谢
(72)发明人 皮埃尔·卡吕埃勒
居·伯纳德·沃琪尔
(74)专利代理机构 北京万慧达知识产权代理有限公司 11111
代理人 白华胜 张一军
(51)Int.Cl.
B64D 27/26(2006.01)

(56)对比文件
CN 101267986 A,2008.09.17,
US 5385013 A,1995.01.31,
US 2655090 A,1953.10.13,
US 2724948 A,1955.11.29,
US 2008/0224018 A1,2008.09.18,

审查员 冯景

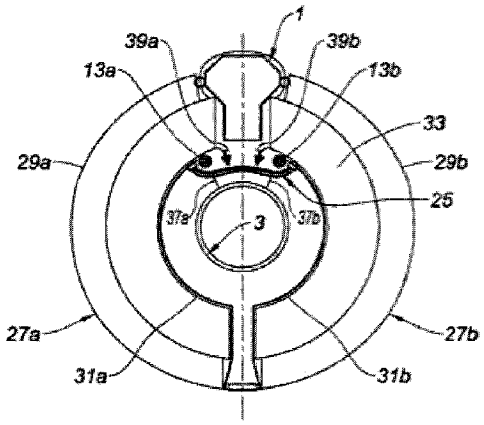
权利要求书1页 说明书3页 附图3页

(54)发明名称

飞行器涡轮喷气发动机的悬挂组件

(57)摘要

本发明涉及一种飞行器涡轮喷气发动机(3)的悬挂组件，包括挂架(1)和连杆(13a、13b)，该连杆(13a、13b)承受涡轮喷气发动机(3)产生的推力且与该挂架相连接，其特征在于，该悬挂组件包括热绝缘装置(19a、19b、25)，该热绝缘装置(19a、19b、25)与所述挂架分离且用于将该连杆(13a、13b)与该涡轮喷气发动机(3)热绝缘。



CN 102282072 B

1. 一种飞行器涡轮喷气发动机 (3) 的悬挂组件，包括挂架 (1) 和连杆 (13a、13b)，该连杆 (13a、13b) 用于承受所述涡轮喷气发动机 (3) 产生的推力且与所述挂架 (1) 相连接，其特征在于，所述悬挂组件包括用于将所述连杆 (13a、13b) 与所述涡轮喷气发动机 (3) 热绝缘的热绝缘装置 (19、25)，所述热绝缘装置与所述挂架 (1) 相分离，形成了所述挂架 (1) 的热保护屏或热隔离；

所述连杆 (13a、13b) 在气体发生器 (7) 的上游部分 (15) 和挂架 (1) 的尾部 (17) 之间延伸。

2. 如权利要求 1 所述的悬挂组件，其特征在于，所述热绝缘装置包括用于每个承受推力的连杆 (13a、13b) 的独立绝缘护套。

3. 如权利要求 1 所述的悬挂组件，其特征在于，所述热绝缘装置包括由所述连杆 (13a、13b) 所共享的绝缘护套 (19)。

4. 如权利要求 2 或 3 所述的悬挂组件，其特征在于，所述护套 (19) 是可拆卸的。

5. 如权利要求 1 所述的悬挂组件，其特征在于，所述热绝缘装置包括绝缘分隔物 (25)，该绝缘分隔物 (25) 置于所述承受推力的连杆 (13a、13b) 和所述涡轮喷气发动机 (3) 占据的区域之间。

6. 如权利要求 5 所述的悬挂组件，其特征在于，所述绝缘分隔物 (25) 固定在所述挂架 (1) 上和 / 或所述连杆 (13a，13b) 上和 / 或能够固定于所述涡轮喷气发动机 (3) 上。

7. 如权利要求 5 或 6 所述悬挂组件，其特征在于，密封装置 (35a、35b) 被插入在所述绝缘分隔物 (25) 和所述涡轮喷气发动机 (3) 的机舱的内部结构 (31a，31b) 之间。

8. 一种推进组件，包括根据前述任一项权利要求所述的悬挂组件、悬挂于所述悬挂组件的涡轮喷气发动机 (3) 和环绕所述悬挂组件和所述涡轮喷气发动机 (3) 的机舱。

9. 如权利要求 8 所述的推进组件，其特征在于，该推进组件包括用于从所述机舱的二次流区域 (33) 吸入空气以冷却所述热绝缘装置 (19、25) 的通道 (39a、39b)。

飞行器涡轮喷气发动机的悬挂组件

[0001] 本发明涉及一种飞行器涡轮喷气发动机的悬挂组件，和包括这种悬挂组件、涡轮喷气发动机和机舱的推进组件。

[0002] 正如现有技术所公知的：飞行器涡轮喷气发动机组件被容纳在与挂架相连接的机舱内，使得如此形成的推进组件悬挂于飞机机翼下方或邻近机身。

[0003] 承受推力的连杆被插入到挂架和涡轮喷气发动机的气体发生器之间，以承受由发动机的推进而产生的力。

[0004] 在根据现有技术的推进组件中，这些连杆受到很高的温度（特别是由发动机的燃烧室引起的高温），因此它们需要使用特殊钢合金制造，而带来的结果是其重量是相当大的。

[0005] 本发明尤其旨在提供一种装置，使得可以使用较轻的材料来制造承受推力的连杆。

[0006] 本发明的目的通过飞行器涡轮喷气发动机的悬挂组件实现，该悬挂组件包括挂架和连杆，该连杆用于承受涡轮喷气发动机产生的推力且连接到挂架，其特征在于，该悬挂组件包括热绝缘装置，该热绝缘装置与该挂架分离且用于将连杆与涡轮喷气发动机热绝缘。

[0007] 连杆的热绝缘装置的存在，使得可以将这些连杆与发动机发出的热辐射和热对流隔开：因此这些连杆可以由较轻的、不太耐热的材料制成，例如钛、铝或复合材料。

[0008] 根据本发明的悬挂组件的其他特征如下：

[0009] - 所述绝缘装置包括用于每个承受推力的连杆的独立绝缘护套：这些护套可以简单地实现连杆的绝缘；

[0010] - 所述绝缘装置包括由连杆所共享的绝缘护套：该方案可以减少部件的数量；

[0011] - 所述护套是可以拆卸的，以利于检查连杆；

[0012] - 所述热绝缘装置包括绝缘分隔物，该绝缘分隔物置于承受推力的连杆和所述涡轮喷气发动机占据的区域之间：该方案可以防止挂架受热，因此至少挂架的部分可以由复合材料制造，因此可以进一步降低该组件的重量；

[0013] - 所述分隔物固定在挂架和 / 或连杆上和 / 或能够固定在涡轮喷气发动机上；

[0014] - 在发动机机舱内发生火灾的情况下，所述分隔物可起防火墙的作用，以阻止火灾向承受推力的连杆和挂架蔓延；

[0015] - 密封装置被插入在所述绝缘分隔物和所述机舱的内部结构之间：这些连接件的存在使得可以阻止来自发动机的热对流引起的热传递，以及可以阻止在发动机机舱内发生火灾的情况下火焰或热空气的蔓延。

[0016] 本发明还涉及一种推进组件，包括前述悬挂组件、悬挂于所述悬挂组件的涡轮喷气发动机和环绕所述悬挂组件和所述涡轮喷气发动机的机舱。

[0017] 可选地，所述推进组件能够包括从所述机舱的二次流区域吸入空气的通道，以冷却热绝缘装置：这些通道利于使连杆保持低温。

[0018] 根据下文的描述并结合附图，本发明的优势和其他特征将显现出来，其中：

[0019] 图 1 示出了根据本发明的组件的第一实施例的透视图。

[0020] 图 2（在较大的尺度上）示出了根据本发明的另一实施例的承受组件推力的连杆的横截面图。

[0021] 图 3 和图 4 是根据本发明的又一实施例的组件的前视图和后视图，略按透视画法。

[0022] 图 5 和图 6 分别是与图 3 和图 4 对应的视图，示出了根据本发明的组件处在维修位置。

[0023] 图 7 和图 8 是图 3 到 6 图中的组件的概略横截面视图，分别示出了其处于正常运行位置和维修位置的情况。

[0024] 图 1 显示了根据本发明的组件包括挂架 1，其固定在飞机机翼下方且适合支撑涡轮喷气发动机 3，该涡轮喷气发动机包括形成风扇 5 的上游部分和形成气体发生器 7 的下游部分。

[0025] 挂架 1 分别通过上游安装部件 9 和下游安装部件 11 连接到这些涡轮喷气发动机 3 的上游部分和下游部分。

[0026] 承受推力的连杆 13a 和 13b 传统上在气体发生器 7 的上游部分 15 和挂架 1 的尾部 17 之间延伸。

[0027] 这两个连杆 13a，13b 位于区域 15 且彼此分开，并朝向挂架 1 的尾部 17 会聚。

[0028] 可由诸如钛片或钢片形成的热绝缘护套 19，或由装入诸如硅纤维等绝缘材料的不锈钢膜构成的覆盖物，同时包住两个承受推力的连杆 13a 和 13b，从而一方面实现两个连杆相对于气体发生器 7 发出的热的热绝缘，另一方面形成了挂架 1 的热保护屏。

[0029] 包住承受推力的两个连杆的该绝缘护套 19，优选由两个以可拆卸方式彼此固定的半套组成，这使得可以在视觉检查和 / 或维修操作中快速地接近连杆 13a 和 13b。

[0030] 根据本发明的组件还包括能够环绕涡轮喷气发动机 3 的机舱（图 1 中未示出，但图 3 到图 8 示出了），这将在后面讨论。

[0031] 作为环绕承受推力的连杆 13a 和 13b 的单一护套 19 的替换方案，可以考虑为每个连杆 13 配备一个护套 19（如图 2 所示）。

[0032] 如图所示，每个护套 19 可由两个半套 21a、21b 构成，通过护套支撑件 23a、23b 与连杆 13 相连。

[0033] 需要指出，与图 2 一样，图 1 中的实施例的护套 19 可在承受推力的连杆 13a、13b 的整个长度或部分长度上延伸。

[0034] 需要指出，上游安装部件 9 和下游安装部件 11 也可以用热绝缘护套覆盖。

[0035] 在图 3 到图 8 的实施例中，分隔物 25 被插入到气体发生器 7 和承受推力的连杆 13a、13b 之间。

[0036] 图 3 到图 8 示出了根据本发明的组件的一部分的机舱。

[0037] 该机舱包括两个半壳 27a、27b，每一个以可枢转方式安装于挂架 1 的周围，并且处于正常运行位置（如图 3、图 4 和图 7 所示）和维修位置（如图 5、图 6 和图 8 所示）之间。

[0038] 每个半壳 27a、27b 包括外部结构 29a、29b 和内部结构 31a、31b，这些内部结构和外部结构限定了环形通道 33，由风扇 5 发送的冷空气在该环形通道 33 中流通。

[0039] 基本在气体发生器 7 的整个长度上延伸的分隔物 25，在其侧缘包括与处于正常运行位置（见图 7）的内部结构 31a、31b 相配合的连接件 35a、35b。

[0040] 这些连接件可以实现分隔物 25 和内部结构 31a、31b 之间的密封性，这使得可以完

美地实现承受推力的连杆 13a、13b 和挂架 1 相对于气体发生器 7 的热绝缘。

[0041] 特别如图 7 和图 8 所示，分隔物 25 可以通过支撑件 37a、37b 保持在气体发生器 7 上，但作为选择或补充，该分隔物也可以通过固定在承受推力的连杆 13a、13b 上的支撑件（未显示）来保持。

[0042] 分隔物 25 也可以由连接到挂架 1 的支撑装置所支撑。

[0043] 优选地，向进气口 39a、39b 提供环形通道 33 中流通的冷空气流，以利于使承受推力的连杆 13a、13b 维持低温。

[0044] 需要注意，分隔物 25 可以由耐高温的材料制成（例如钛片或钢片），或者可以涂覆有抗高温的热覆盖物 41，如图 6 和图 8 所示。

[0045] 本发明的优势可直接由前述的内容得到：承受推力的连杆的热绝缘性使得可以使它们保持相对低的温度，若由风扇产生的冷气流对它们进行冷却，则温度会更低。

[0046] 维持在低温使得可以用不很耐高温、但更轻的材料（如钛、铝或复合材料）来制造承受推力的连杆。

[0047] 在图 3 和图 8 所示的特定实施例中，分隔物 25 也可以将挂架 1 与气体发生器 7 发出的热相隔离，这使得也可以考虑使用较轻材料来制造该挂架。

[0048] 需要指出，在上述所有实施例中，可非常容易地实现从视觉和物理上接近承受推力的连杆：在图 1 和图 2 所示的实施例中，只需移开环绕承受推力的连杆的护套 19；在图 3 到图 8 的实施例中，只需打开两个半壳 17a 和 27b，这样操作员可以马上检查承受推力的连杆的状态（见图 5 和图 6）。

[0049] 当然，本发明绝不限于所描述和显示的实施例，它们只作为示例。

[0050] 需要指出，本发明可以用于格栅式推力反向装置或门式推力反向装置，或所谓的平滑机舱（不带推力反向装置）。

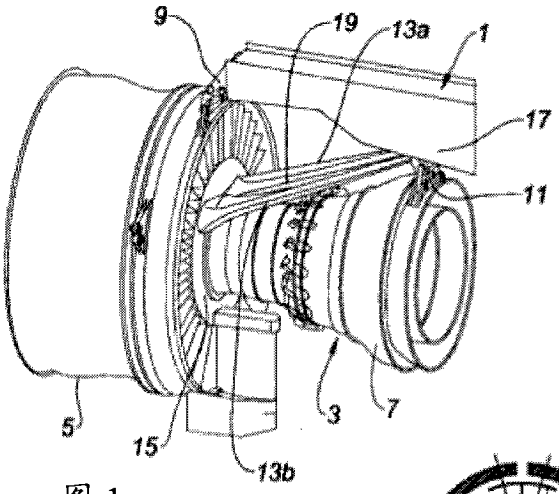

9
19
13a
1
17
11
5
15
13b
3
7

图 1

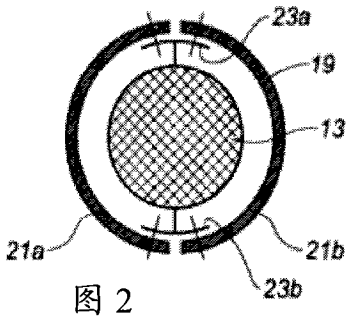

23a
19
13
21a
21b
23b

图 2

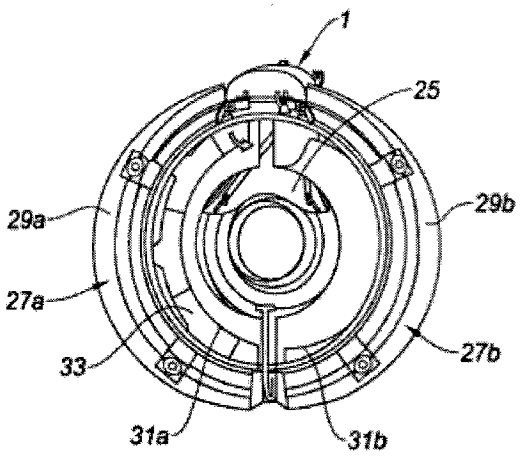

1
25
29a
29b
27a
27b
33
31a
31b

图 3

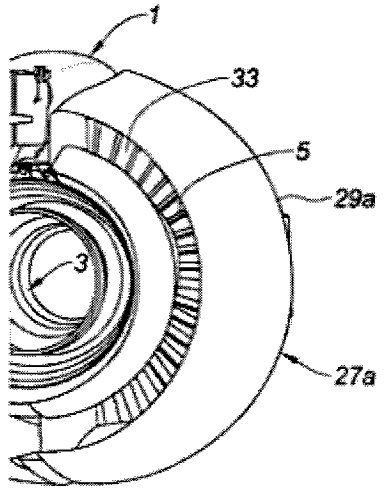


图 4

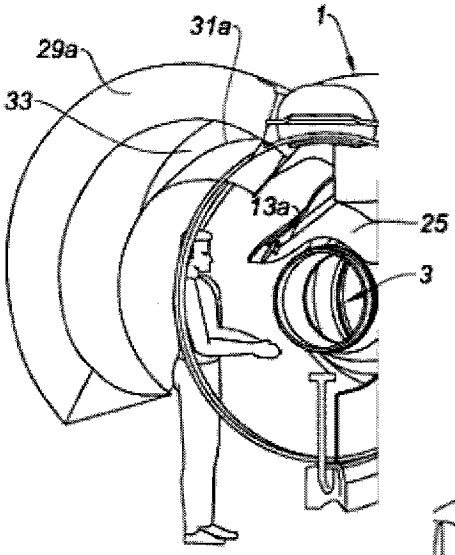


图 5

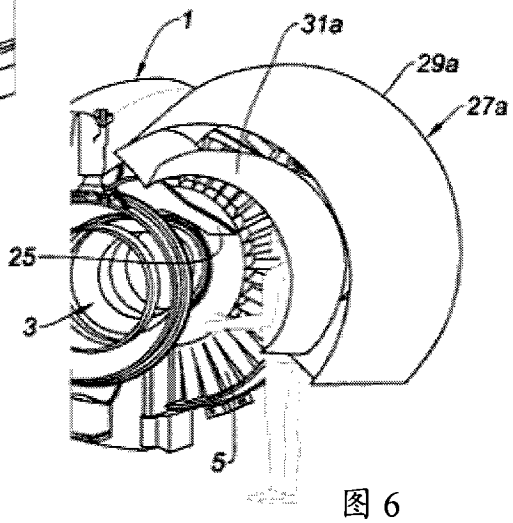


图 6

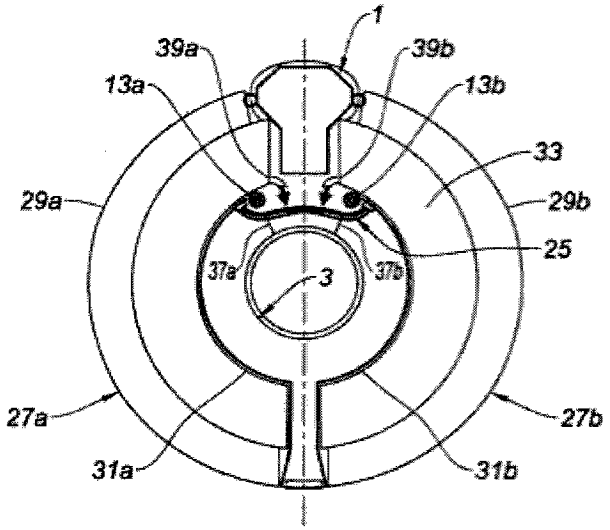

1
39a
39b
13a
13b
33
29a
29b
25
37a
3
37b
27a
27b
31a
31b

图 7

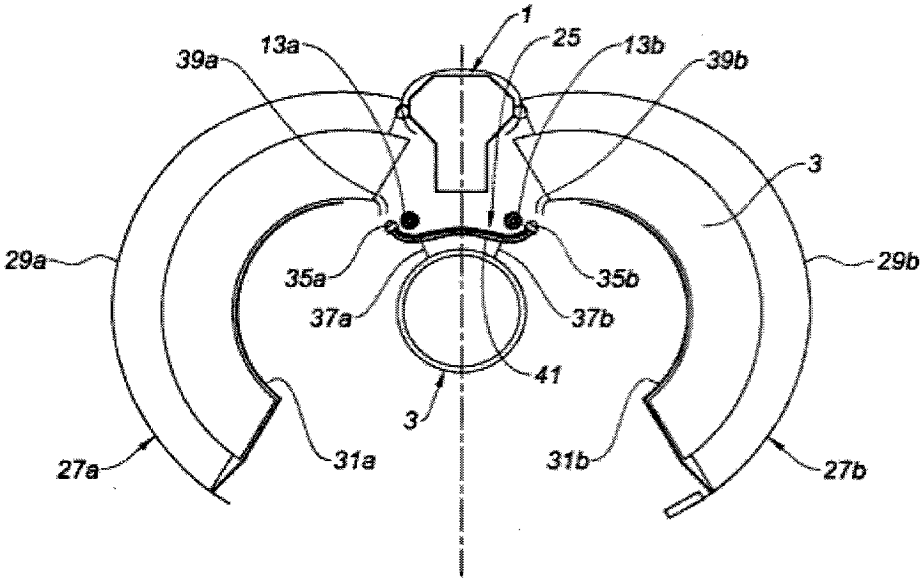

1
25
39a
13a
13b
39b
3
29a
29b
35a
35b
37a
37b
41
3
27a
31a
31b
27b

图 8