



(12)实用新型专利

(10)授权公告号 CN 211819655 U

(45)授权公告日 2020.10.30

(21)申请号 201921232781.1

(22)申请日 2019.07.31

(30)优先权数据

1813087.2 2018.08.10 GB

(73)专利权人 劳斯莱斯有限公司

地址 英国伦敦

(72)发明人 R.M.汤斯 P.邓宁 M.J.惠特尔

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

司 72001

代理人 王磊 李建新

(51)Int.Cl.

F02C 3/06(2006.01)

F02C 7/36(2006.01)

F02K 3/06(2006.01)

F01D 5/28(2006.01)

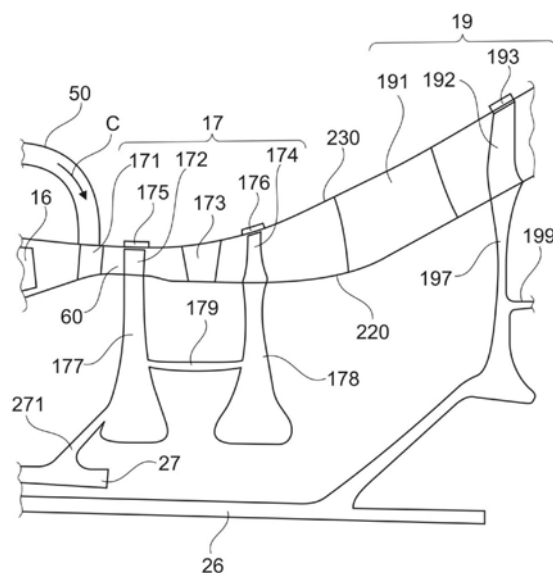
权利要求书2页 说明书17页 附图3页

(54)实用新型名称

用于飞行器的气体涡轮引擎

(57)摘要

本实用新型提供了一种用于飞行器的气体涡轮引擎。所述气体涡轮引擎包括：引擎核心；多个风扇叶片的风扇；和齿轮箱，齿轮箱接收来自第一芯轴的输入并将驱动输出至风扇，以便以比第一芯轴更低的旋转速度驱动风扇，其中，风扇与核心效率比FC在 $1.9 \times 10^5 \text{mkg}^{-1} \text{sPa}$ 至 $3.5 \times 10^5 \text{mkg}^{-1} \text{sPa}$ 的范围内。该气体涡轮引擎的风扇经由齿轮箱从涡轮驱动，使得该风扇具有比该驱动涡轮更低的旋转速度，从而提供效率增益。



1. 一种用于飞行器的气体涡轮引擎 (10), 所述气体涡轮引擎包括:

引擎核心 (11), 所述引擎核心包括:

第一涡轮 (19)、第一压缩机 (14) 和将所述第一涡轮连接到所述第一压缩机的第一芯轴 (26);

第二涡轮 (17)、第二压缩机 (15) 和将所述第二涡轮连接到所述第二压缩机的第二芯轴 (27), 所述第二涡轮、所述第二压缩机和所述第二芯轴被布置成以比所述第一芯轴更高的旋转速度旋转, 所述气体涡轮引擎还包括:

风扇 (23), 所述风扇包括多个风扇叶片; 和

齿轮箱 (30), 所述齿轮箱接收来自所述第一芯轴 (26) 的输入并将驱动输出至所述风扇, 以便以比所述第一芯轴更低的旋转速度驱动所述风扇, 其特征在于:

涡轮入口温度 ($T_{0\text{turb_in}}$) 被定义为在所述气体涡轮引擎的最大功率条件下, 在所述气体涡轮引擎中轴向最上游的涡轮转子的入口处的温度 (K);

$$\text{核心尺寸被定义为 } CS = W_{\text{comp_in}} \cdot \frac{\sqrt{T_{0\text{comp_out}}}}{P_{0\text{comp_out}}}$$

其中:

$W_{\text{comp_in}}$ 是引擎核心入口处的质量流率 (kg/s);

$T_{0\text{comp_out}}$ 是压缩机出口处的滞止温度;

$P_{0\text{comp_out}}$ 是压缩机出口处的滞止压力; 并且

风扇与核心效率比 FC 在 $1.9 \times 10^5 \text{mkg}^{-1} \text{sPa}$ 至 $3.5 \times 10^5 \text{mkg}^{-1} \text{sPa}$ 的范围内, 其中所述风扇与核心效率比被定义为 $FC = (\text{风扇直径}) \cdot \frac{\sqrt{T_{0\text{turb_in}}}}{CS}$ 。

2. 根据权利要求 1 所述的用于飞行器的气体涡轮引擎 (10), 其特征在于, 所述风扇与核心效率比 FC 在 $1.9 \times 10^5 \text{mkg}^{-1} \text{sPa}$ 至 $3 \times 10^5 \text{mkg}^{-1} \text{sPa}$ 的范围内。

3. 根据权利要求 1 所述的用于飞行器的气体涡轮引擎 (10), 其特征在于, 推力与核心效率比 TC 至少为 $1.5 \times 10^7 \text{kNkg}^{-1} \text{sPa}$, 其中所述推力与核心效率比被定义为

$$TC = (\text{在海平面上的最大净推力}) \cdot \frac{\sqrt{T_{0\text{turb_in}}}}{CS}$$

4. 根据权利要求 1 所述的用于飞行器的气体涡轮引擎 (10), 其特征在于:

所述第二涡轮包括至少一个陶瓷基质复合部件。

5. 根据权利要求 4 所述的用于飞行器的气体涡轮引擎 (10), 其特征在于, 所述第二涡轮中陶瓷基质复合材料的质量在所述第二涡轮的总质量的 2% 至 15% 的范围内。

6. 根据权利要求 4 或权利要求 5 所述的用于飞行器的气体涡轮引擎 (10), 其特征在于:

所述第一涡轮包括至少一个陶瓷基质复合部件; 并且

所述第一涡轮和所述第二涡轮中陶瓷基质复合材料的质量在所述第一涡轮和所述第二涡轮的总质量的 1% 至 15% 的范围内。

7. 根据权利要求 1 至 5 中任一项所述的用于飞行器的气体涡轮引擎 (10), 其特征在于:

所述第二涡轮包括至少一排定子叶片 (171); 并且

所述至少一排定子叶片 (171) 中的轴向最上游排是金属或陶瓷基质复合材料。

8. 根据权利要求1至5中任一项所述的用于飞行器的气体涡轮引擎(10),其特征在于:
所述第二涡轮包括至少一排转子叶片(172);并且
所述至少一排转子叶片(172)中的轴向最上游排是金属或陶瓷基质复合材料。
9. 根据权利要求1至5中任一项所述的用于飞行器的气体涡轮引擎(10),其特征在于:
所述第二涡轮包括至少一排转子叶片(172),所述至少一排转子叶片中轴向最上游排由密封段(175)径向围绕;并且
所述密封段包括陶瓷基质复合材料。
10. 根据权利要求1至5中任一项所述的用于飞行器的气体涡轮引擎(10),其特征在于:
所述涡轮包括至少两排定子叶片(171,173);并且
所述至少两排定子叶片中的轴向第二最上游排(173)包括陶瓷基质复合材料。
11. 根据权利要求1至5中任一项所述的用于飞行器的气体涡轮引擎(10),其特征在于:
所述涡轮包括至少两排转子叶片(172,174);并且
所述至少两排转子叶片中的轴向第二最上游排(174)包括陶瓷基质复合材料。
12. 根据权利要求11所述的用于飞行器的气体涡轮引擎(10),其特征在于:
所述至少两排转子叶片中的轴向第二最上游排由陶瓷基质复合材料密封段径向围绕。
13. 根据权利要求1至5中任一项所述的用于飞行器的气体涡轮引擎(10),其特征在于,
所述第一涡轮中的轴向最上游排的定子叶片(191)包括陶瓷基质复合材料。
14. 根据权利要求1至5中任一项所述的用于飞行器的气体涡轮引擎(10),其特征在于,
所述第一涡轮中的轴向最上游排的转子叶片(192)包括陶瓷基质复合材料,所述气体涡轮引擎还包括陶瓷基质复合材料密封段,所述陶瓷基质复合材料密封段围绕所述第一涡轮中的轴向最上游排的转子叶片(192)。
15. 根据权利要求1至5中任一项所述的用于飞行器的气体涡轮引擎(10),其特征在于:
所述涡轮入口温度被定义为在所述气体涡轮引擎的最大功率条件下所述轴向最上游的涡轮转子的所述入口处的所述温度,所述涡轮入口温度在1800K至2100K的范围内;并且/
或者
在海平面上的最大净推力在160kN至550kN的范围内;并且/或者
所述齿轮箱的齿轮减速比在3.3至4的范围内;并且/或者
风扇直径在225cm至400cm的范围内。

用于飞行器的气体涡轮引擎

技术领域

[0001] 本公开涉及高效气体涡轮引擎。本公开的各方面涉及具有经由齿轮箱驱动的风扇和高效引擎核心的气体涡轮。

背景技术

[0002] 气体涡轮引擎的设计必须平衡多个竞争因素。一般来讲,需要最小化燃料燃烧和重量。然而,气体涡轮引擎已经使用和开发多年,因此基础设计是成熟的。这种高水平的设计成熟度意味着,例如,在燃料燃烧和/或重量减少方面的进展相对较小且近年来逐渐增加。

实用新型内容

[0003] 需要提高气体涡轮引擎的开发速度。

[0004] 根据第一方面,提供了一种用于飞行器的气体涡轮引擎,该气体涡轮引擎包括:

[0005] 引擎核心,该引擎核心包括:

[0006] 第一涡轮、第一压缩机和将第一涡轮连接到第一压缩机的第一芯轴;

[0007] 第二涡轮、第二压缩机和将第二涡轮连接到第二压缩机的第二芯轴,第二涡轮、第二压缩机和第二芯轴被布置成以比第一芯轴更高的旋转速度旋转,气体涡轮引擎还包括:

[0008] 风扇,该风扇包括多个风扇叶片;和

[0009] 齿轮箱,该齿轮箱接收来自第一芯轴(26)的输入并将驱动输出至风扇,以便以比第一芯轴更低的旋转速度驱动风扇,其中:

[0010] 涡轮入口温度($T_{0\text{turb_in}}$)被定义为在气体涡轮引擎的最大功率条件下,在气体涡轮引擎中轴向最上游的涡轮转子的入口处的温度(K);

[0011] 核心尺寸被定义为 $CS = W_{\text{comp_in}} \cdot \frac{\sqrt{T_{0\text{comp_out}}}}{P_{0\text{comp_out}}}$

[0012] 其中:

[0013] $W_{\text{comp_in}}$ 是引擎核心入口处的质量流率(kg/s);

[0014] $T_{0\text{comp_out}}$ 是压缩机出口处的滞止温度;

[0015] $P_{0\text{comp_out}}$ 是压缩机出口处的滞止压力;并且

[0016] 风扇与核心效率比FC至少为 $1.9 \times 10^5 \text{mkg}^{-1} \text{sPa}$,其中风扇与核心效率比被定义为

$$FC = (\text{风扇直径}) \cdot \frac{\sqrt{T_{0\text{turb_in}}}}{CS}$$

[0017] $W_{\text{comp_in}}$ 可被描述为第一压缩机入口处的质量流率。

[0018] $T_{0\text{comp_out}}$ 可被描述为第二压缩机出口处的滞止温度。 $P_{0\text{comp_out}}$ 可被描述为第二压缩机出口处的滞止压力。

[0019] 风扇与核心效率比TC可在具有 1.9×10^5 、 2×10^5 或 $2.1 \times 10^5 \text{mkg}^{-1} \text{sPa}$ 的下限和 2.5×10^5 、 3×10^5 或 $3.5 \times 10^5 \text{mkg}^{-1} \text{sPa}$ 的上限的范围内。

[0020] 本发明人已发现,提供具有在本文定义范围内的风扇与核心效率比的气体涡轮引擎(其风扇与核心效率比高于常规引擎),可提供尤其高效的气体涡轮引擎。

[0021] 仅以举例的方式,实现此类风扇与核心效率比的一种方法是通过在具有风扇的气体涡轮引擎中优化使用陶瓷基质复合材料,该风扇经由减速齿轮箱从涡轮驱动。

[0022] 第一涡轮和/或第二涡轮可包括至少一个陶瓷基质复合部件。第二涡轮可包括至少一个陶瓷基质复合部件,其可在第二涡轮的总质量的2%至15%的范围内。

[0023] 通常,使用金属合金诸如镍合金制造气体涡轮引擎的涡轮部分中的部件。然而,为了实现更高的引擎效率,已发现需要提高从燃烧器进入涡轮的核心气流的温度。通常,在操作中,流过涡轮中的一些部件的气体的温度接近或高于这些部件的熔点。因此,为了确保此类部件具有足够的工作寿命,它们需要显著的冷却。此类冷却通常使用绕过燃烧器来自压缩机的空气来提供。绕过燃烧器的冷却流导致引擎效率降低,因为该流在压缩机中被简单地压缩,然后通过涡轮膨胀。

[0024] 此外,为了最小化所使用的冷却流的量,从而最小化对引擎效率的影响,必须尽可能有效地使用冷却流。例如,用于冷却这种涡轮部件的冷却通道通常是复杂的,需要大量的设计和复杂的制造技术。这显著地增加了气体涡轮引擎的成本。

[0025] 此外,冷却系统自身增加了引擎的质量。

[0026] 陶瓷基质复合材料(CMC)在其涡轮中的选择性使用可能是有利的。例如,CMC使用可能实际上不适用于所有区域。通过这种理解,本发明人已经推导出涡轮中CMC的最佳使用水平在所要求保护的范围内。例如,虽然CMC的热性能(其通常高于它们的金属对应物)可适用于一些区域,但CMC的导热率降低(与等效金属部件相比)意味着它们可能不适用于其他一些区域。仅以非限制性示例的方式,涡轮的最热部分可经历甚至超过CMC的性能的温度,因此仍需要一定程度的冷却流。在这种情况下,使用金属可能比使用CMC更合适,因为金属的更高导热率可能改善冷却流从部件中移除热量的有效性。

[0027] 仅以举例的方式,在使用时,CMC可能是SiC-SiC(即碳化硅基质中的碳化硅纤维)。然而,应当理解,可使用任何合适的CMC,并且实际上涡轮可包括多于一种的CMC组合物(例如具有不同的元素)。可将任何合适的制造方法用于CMC,诸如气相沉积工艺或蒸汽注入工艺。

[0028] 涡轮可包括定子叶片、转子叶片、密封段(它们一起可被称为在转子叶片的径向外侧形成大致环形的环)、转子盘(在其上设置有转子叶片)、一个或多个径向内部壳体元件和一个或多个径向外壳体元件。涡轮质量可为所有此类涡轮部件的总质量。

[0029] 在包括CMC的布置结构中,第二涡轮中陶瓷基质复合材料的最小质量可为第二涡轮总质量的1%、2%、3%、4%、5%、6%、7%、8%、9%或10%。第二涡轮中陶瓷基质复合材料的最大质量可为第二涡轮总质量的20%、15%、14%、13%、12%、11%、10%、9%、8%、7%、6%或5%。第二涡轮中陶瓷基质复合材料的质量占第二涡轮总质量的百分比,可在具有以上列出的任何最小百分比作为下限和以上列出的任何相容的最大百分比作为上限的范围内。

[0030] 第二涡轮可被称为在第一涡轮的轴向上游。第一涡轮可包括至少一个陶瓷基质复合部件。在包括CMC的布置结构中,第一涡轮和第二涡轮中陶瓷基质复合材料的质量可在第一涡轮和第二涡轮总质量的1%至15%,可选地2%至12%的范围内。

[0031] 在包括CMC的布置结构中,第一涡轮和第二涡轮中陶瓷基质复合材料的最小质量可为第一涡轮和第二涡轮总质量的1%、2%、3%、4%、5%、6%、7%、8%、9%或10%。在包括CMC的布置结构中,第一涡轮和第二涡轮中陶瓷基质复合材料的最大质量可为第一涡轮和第二涡轮总质量的20%、15%、14%、13%、12%、11%、10%、9%、8%、7%、6%或5%。第一涡轮和第二涡轮中陶瓷基质复合材料的质量占第一涡轮和第二涡轮总质量的百分比,可在具有以上列出的任何最小百分比作为下限和以上列出的任何相容的最大百分比作为上限的范围内。

[0032] 如上所述,在本文所述和所要求保护的涡轮中使用的CMC的百分比是基于对最适于使用CMC的部件的了解,其中特别考虑到通过涡轮的温度变化。下面提供了气体涡轮引擎中金属部件和CMC部件的非限制性示例

[0033] 涡轮可包括至少一排定子叶片。轴向最上游排的定子叶片可以是金属的。另选地,轴向最上游排的定子叶片可以是CMC。轴向最上游排的定子叶片可位于燃烧器的正下游。例如,在燃烧器和定子叶片之间可能不存在转子叶片。

[0034] 术语“上游”和“下游”在本文中以常规方式使用,即关于在正常使用中通过引擎的流。因此,例如,压缩机和燃烧器相对于涡轮处于上游方向。

[0035] 涡轮可包括至少一排转子叶片。轴向最上游排的转子叶片可以是金属的。另选地,轴向最上游排的转子叶片可以是CMC。轴向最上游排的转子叶片可位于轴向最上游排的定子叶片的正下游。

[0036] 轴向最上游排的转子叶片和/或轴向最上游排的定子叶片可包括一个或多个内部冷却通道和/或膜冷却孔,例如其中该转子叶片和/或该定子叶片是金属的。此类内部冷却通道和/或膜冷却孔可由绕过燃烧器来自压缩机的冷却流提供。

[0037] CMC部件可具有或可不具有内部冷却通道和/或膜冷却孔。

[0038] 涡轮中的轴向最上游排的转子叶片可以是第二涡轮的一部分。涡轮中的轴向最上游排的定子叶片可以是第二涡轮的一部分。

[0039] 涡轮中的轴向最上游排的转子叶片可由密封段径向围绕。此类密封段可包括陶瓷基质复合材料。

[0040] 一般来讲,密封段可形成径向外边界(其可为环形的和/或截头圆锥形的),使用时涡轮叶片在该径向外边界内旋转。涡轮叶片的径向外尖端可邻近密封段的径向内表面。

[0041] 涡轮可包括至少两排定子叶片。轴向第二最上游排的定子叶片(其可在最上游排的转子叶片的正轴向下游)可包括陶瓷基质复合材料。

[0042] 涡轮可包括至少两排转子叶片。轴向第二最上游排的转子叶片可包括陶瓷基质复合材料。

[0043] 涡轮中的轴向第二最上游排的转子叶片可以是第二涡轮的一部分。涡轮中的轴向第二最上游排的定子叶片可以是第二涡轮的一部分。

[0044] 轴向第二最上游排的转子叶片可由陶瓷基质复合材料密封段径向围绕。

[0045] 第二涡轮可包括任何数量的定子叶片排(例如1、2、3、4、5或6),并且其中的一个或多个可包括陶瓷基质复合材料。第二涡轮可包括任何数量的转子叶片排和/或围绕的密封段(例如1、2、3、4、5或6),并且其中的一个或多个可包括陶瓷基质复合材料。

[0046] 第一涡轮中的轴向最上游排的定子叶片(其可位于第二涡轮中的轴向最下游排的

转子叶片的正下游)可包括陶瓷基质复合材料。

[0047] 第一涡轮中的轴向最上游排的转子叶片可包括陶瓷基质复合材料。第一涡轮中的轴向最上游排的转子叶片可由陶瓷基质复合材料密封段围绕。

[0048] 在本公开的任何方面,可使用CMC制造经历引擎被认证的最大功率条件(其通常可被称为“红线”条件)下的最高温度的任何一个或多个转子叶片、定子叶片或密封段(即,密封部分,其形成围绕一排转子叶片的径向外流动路径的至少一部分),该最高温度在1300K至2200K的范围内,例如在具有1300K、1400K或1500K的下限和1900K、2000K、2100K或 2200K的上限的范围内。在一些布置结构中,可使用CMC制造经历在此范围内的“红线”温度的大部分或甚至所有转子叶片。在一些布置结构中,可使用CMC制造经历在此范围内的“红线”温度的大部分或甚至所有定子叶片。在一些布置结构中,可使用CMC制造经历在此范围内的“红线”温度的大部分或甚至所有密封段。可使用金属(诸如镍合金)制造未经历在此范围内的“红线”温度的转子叶片、定子叶片和密封段。

[0049] 根据一个方面,提供了一种用于飞行器的气体涡轮引擎,该气体涡轮引擎包括:

[0050] 引擎核心,该引擎核心包括:

[0051] 涡轮、燃烧器和压缩机,该涡轮包括第一涡轮和第二涡轮,并且该压缩机包括第一压缩机和第二压缩机;

[0052] 第一芯轴,该第一芯轴将第一涡轮连接到第一压缩机;

[0053] 第二芯轴,该第二芯轴将第二涡轮连接到第二压缩机,第二涡轮、第二压缩机和第二芯轴被布置成以比第一芯轴更高的旋转速度旋转,气体涡轮引擎还包括:

[0054] 风扇,该风扇包括多个风扇叶片;和

[0055] 齿轮箱,该齿轮箱接收来自第一芯轴的输入并将驱动输出至风扇,以便以比第一芯轴更低的旋转速度驱动风扇,其中:

[0056] 第二涡轮包括至少一个陶瓷基质复合部件;并且

[0057] 第二涡轮中陶瓷基质复合材料的质量在第二涡轮总质量的2%至 15%的范围内。

[0058] 根据第一方面,提供了一种用于飞行器的气体涡轮引擎,该气体涡轮引擎包括:

[0059] 引擎核心,该引擎核心包括:

[0060] 涡轮、压缩机和燃烧器;

[0061] 风扇,该风扇包括多个风扇叶片;和

[0062] 齿轮箱,该齿轮箱接收来自涡轮的至少一部分的输入并将驱动输出至风扇,以便以比第一芯轴更低的旋转速度驱动风扇,其中:

[0063] 涡轮包括至少一个陶瓷基质复合部件;并且

[0064] 涡轮中陶瓷基质复合材料的质量在涡轮总质量的1%至15%的范围内,例如在2%至15%的范围内。

[0065] 根据第一方面,提供了一种用于飞行器的气体涡轮引擎,该气体涡轮引擎包括:

[0066] 引擎核心,该引擎核心包括:

[0067] 涡轮、燃烧器和压缩机,该涡轮包括第一涡轮和第二涡轮,并且该压缩机包括第一压缩机和第二压缩机;

[0068] 第一芯轴,该第一芯轴将第一涡轮连接到第一压缩机;

[0069] 第二芯轴,该第二芯轴将第二涡轮连接到第二压缩机,第二涡轮、第二压缩机和第

二芯轴被布置成以比第一芯轴更高的旋转速度旋转,气体涡轮引擎还包括:

[0070] 旁路管道,该旁路管道径向位于引擎核心外部;

[0071] 风扇,该风扇包括多个风扇叶片;和

[0072] 齿轮箱,该齿轮箱接收来自第一芯轴(26)的输入并将驱动输出至风扇,以便以比第一芯轴更低的旋转速度驱动风扇,其中:

[0073] 进入引擎核心的流的部分绕过燃烧器并被用作涡轮冷却流以冷却涡轮;

[0074] 风扇直径大于225cm,并且/或者涡轮入口温度被定义为在气体涡轮引擎的最大功率条件下轴向最上游的涡轮转子的入口处的温度,该涡轮入口温度大于1800K;并且

[0075] 在巡航条件下,冷却流与旁路流效率比小于0.02。

[0076] 冷却流与旁路流效率比可在0.005至0.02的范围内。冷却流与旁路流效率比可在具有0.005、0.006、0.007或0.008的下限和0.012、0.013、0.014、0.015、0.016、0.017、0.018、0.019或0.02的上限的范围内。

[0077] 冷却流与旁路流效率比可被定义为涡轮冷却流的质量流率与引擎处旁路流的质量流率的比率。该比率可在引擎巡航条件下定义。

[0078] 这种冷却流与旁路流效率比(该效率比低于常规引擎)可提供尤其高效的气体涡轮引擎。

[0079] 根据第一方面,提供了一种用于飞行器的气体涡轮引擎,该气体涡轮引擎包括:

[0080] 引擎核心,该引擎核心包括:

[0081] 第一涡轮、第一压缩机和将第一涡轮连接到第一压缩机的第一芯轴;

[0082] 第二涡轮、第二压缩机和将第二涡轮连接到第二压缩机的第二芯轴,第二涡轮、第二压缩机和第二芯轴被布置成以比第一芯轴更高的旋转速度旋转;气体涡轮引擎还包括:

[0083] 风扇,该风扇包括多个风扇叶片;和

[0084] 齿轮箱,该齿轮箱接收来自第一芯轴的输入并将驱动输出至风扇,以便以比第一芯轴更低的旋转速度驱动风扇,其中:

[0085] 涡轮的总质量不高于气体涡轮引擎总干质量的17%。

[0086] 涡轮的总质量可以是第一涡轮的质量加上第二涡轮的质量,例如在引擎中不存在另外的涡轮的情况下。

[0087] 涡轮的总质量占气体涡轮引擎总干质量的百分比可在具有7%、8%、9%或10%的下限和13%、14%、15%、16%或17%的上限的范围内。

[0088] 第二涡轮的质量可不高于气体涡轮引擎总干质量的7%、8%或9%。

[0089] 第二涡轮的质量占气体涡轮引擎总干质量的百分比可在具有3%、4%或5%的下限和7%、8%或9%的上限的范围内。

[0090] 气体涡轮引擎的总干质量可被定义为在安装到飞行器上之前排除流体(诸如油和燃料)之前的整个气体涡轮引擎的质量,即不包括安装特征,诸如挂架或短舱。

[0091] 提供具有本文所定义范围内的涡轮质量的气体涡轮引擎(其质量低于具有经由减速齿轮箱从涡轮驱动的风扇的常规引擎),可提供尤其高效的气体涡轮引擎。

[0092] 根据第一方面,提供了一种用于飞行器的气体涡轮引擎,该气体涡轮引擎包括:

[0093] 引擎核心,该引擎核心包括:

[0094] 第一涡轮、第一压缩机和将第一涡轮连接到第一压缩机的第一芯轴;

- [0095] 第二涡轮、第二压缩机和将第二涡轮连接到第二压缩机的第二芯轴,第二涡轮、第二压缩机和第二芯轴被布置成以比第一芯轴更高的旋转速度旋转,气体涡轮引擎还包括:
- [0096] 风扇,该风扇包括多个风扇叶片;和
- [0097] 齿轮箱,该齿轮箱接收来自第一芯轴的输入并将驱动输出至风扇,以便以比第一芯轴更低的旋转速度驱动风扇,其中:
- [0098] 引擎在海平面上的最大净推力为至少160kN;并且
- [0099] 标准化推力在0.25至0.5kN/kg的范围内。
- [0100] 标准化推力可被定义为引擎在海平面上的最大净推力(以kN为单位)除以涡轮的总质量。涡轮的总质量可以是第一涡轮和第二涡轮的总质量,例如在引擎中不存在另外的涡轮的情况下。
- [0101] 标准化推力可在具有0.2、0.25或0.3kN/kg的下限和0.45、0.5或0.55kN/kg的上限的范围内。
- [0102] 提供具有本文所定义范围内的标准化推力的气体涡轮引擎(其推力高于常规引擎),可提供尤其高效的气体涡轮引擎。
- [0103] 根据第一方面,提供了一种用于飞行器的气体涡轮引擎,该气体涡轮引擎包括:
- [0104] 引擎核心,该引擎核心包括:
- [0105] 第一涡轮、第一压缩机和将第一涡轮连接到第一压缩机的第一芯轴;
- [0106] 第二涡轮、第二压缩机和将第二涡轮连接到第二压缩机的第二芯轴,第二涡轮、第二压缩机和第二芯轴被布置成以比第一芯轴更高的旋转速度旋转,气体涡轮引擎还包括:
- [0107] 风扇,该风扇包括多个风扇叶片;和
- [0108] 齿轮箱,该齿轮箱接收来自第一芯轴的输入并将驱动输出至风扇,以便以比第一芯轴更低的旋转速度驱动风扇,其中:
- [0109] 进入引擎核心的流的部分绕过燃烧器并被用作涡轮冷却流以冷却涡轮;
- [0110] 冷却流需求被定义为在巡航条件下涡轮冷却流的质量流率与进入引擎核心的流(B)的质量流率的比率;
- [0111] 涡轮入口温度被定义为在气体涡轮引擎的最大功率条件下,在气体涡轮引擎中轴向最上游的涡轮转子的入口处的温度(K);并且
- [0112] 冷却效率比被定义为涡轮入口温度与冷却流需求之间的比率,其在8000K至20000K的范围内。
- [0113] 冷却效率比可在具有8000K、9000K或10000K的下限和18000K、20000K或22000K的上限的范围内。
- [0114] 提供具有本文所定义范围内的冷却效率比的气体涡轮引擎(其效率比高于常规引擎),可提供尤其高效的气体涡轮引擎。
- [0115] 根据第一方面,提供了一种用于飞行器的气体涡轮引擎,该气体涡轮引擎包括:
- [0116] 引擎核心,所述引擎核心包括涡轮、压缩机和将所述涡轮连接到所述压缩机的芯轴;
- [0117] 风扇,该风扇包括多个风扇叶片;和
- [0118] 齿轮箱,该齿轮箱接收来自芯轴的输入并将驱动输出至风扇,以便以比芯轴低的旋转速度来驱动风扇,其中:

[0119] 在最大功率条件下,涡轮入口温度(K)与风扇速度(以rpm为单位)的比率为至少0.7K/rpm。

[0120] 最大功率条件可对应于本文其他地方定义的“红线”条件。

[0121] 涡轮入口温度(K)与风扇速度(以rpm为单位)的比率可在具有0.7、0.8或0.9的下限和1.5、1.6、1.7、1.8、1.9或2的上限的范围内。

[0122] 提供具有本文所定义范围内的涡轮入口温度(K)与风扇速度(以rpm为单位)的比率的气体涡轮引擎(其比率高于常规引擎),可提供尤其高效的气体涡轮引擎。

[0123] 根据第一方面,提供了一种用于飞行器的气体涡轮引擎,该气体涡轮引擎包括:

[0124] 引擎核心,该引擎核心包括:

[0125] 第一涡轮、第一压缩机和将第一涡轮连接到第一压缩机的第一芯轴;

[0126] 第二涡轮、第二压缩机和将第二涡轮连接到第二压缩机的第二芯轴,第二涡轮、第二压缩机和第二芯轴被布置成以比第一芯轴更高的旋转速度旋转,气体涡轮引擎还包括:

[0127] 风扇,该风扇包括多个风扇叶片;和

[0128] 齿轮箱,该齿轮箱接收来自第一芯轴(26)的输入并将驱动输出至风扇,以便以比第一芯轴更低的旋转速度驱动风扇,其中:

[0129] 涡轮入口温度($T_{0\text{turb_in}}$)被定义为在气体涡轮引擎的最大功率条件下,在气体涡轮引擎中轴向最上游的涡轮转子的入口处的温度(K);

[0130] 核心尺寸被定义为 $CS = W_{\text{comp_in}} \cdot \frac{\sqrt{T_{0\text{comp_out}}}}{P_{0\text{comp_out}}}$

[0131] 其中:

[0132] $W_{\text{comp_in}}$ 是引擎核心入口处的质量流率(kg/s);

[0133] $T_{0\text{comp_out}}$ 是压缩机出口处的滞止温度;

[0134] $P_{0\text{comp_out}}$ 是压缩机出口处的滞止压力;并且

[0135] 推力与核心效率比TC至少为 $1.5 \times 10^7 \text{ kNkg}^{-1} \text{ sPa}$,其中所述推力与核心效率比被定

义为 $TC = (\text{在海平面上的最大净推力}) \cdot \frac{\sqrt{T_{0\text{turb_in}}}}{CS}$ 。

[0136] $W_{\text{comp_in}}$ 可被描述为第一压缩机入口处的质量流率。 $T_{0\text{comp_out}}$ 可被描述为第二压缩机出口处的滞止温度。 $P_{0\text{comp_out}}$ 可被描述为第二压缩机出口处的滞止压力。

[0137] 推力与核心效率比TC可在具有 1.5×10^7 、 1.6×10^7 、 1.7×10^7 、 1.8×10^7 、 1.9×10^7 或 $2 \times 10^7 \text{ kNkg}^{-1} \text{ sPa}$ 的下限和 $3 \times 10^7 \text{ kNkg}^{-1} \text{ sPa}$ 、 $3.5 \times 10^7 \text{ kNkg}^{-1} \text{ sPa}$ 或 $4 \times 10^7 \text{ kNkg}^{-1} \text{ sPa}$ 的上限的范围内。

[0138] 提供具有本文所定义范围内的推力与核心效率比的气体涡轮引擎(其效率比高于常规引擎),可提供尤其高效的气体涡轮引擎。

[0139] 本领域的技术人员将理解,除非相互排斥,否则关于任何一个上述方面描述的特征或关系式可应用于任何其他方面。此外,除非相互排斥,否则本文中描述的任何特征或关系式可应用于任何方面以及/或者与本文中描述的任何其他特征或关系式组合。

[0140] 以非限制性示例的方式,本文所公开并且下文相对于任何方面列出的以下特征和/或关系式中的任何一个或多个可独立于任何其他特征或关系式进行组合和/或包括在本发明的任何其他方面中:

- [0141] • 第二涡轮中陶瓷基质复合材料的质量占第二涡轮总质量的百分比
- [0142] • 整个涡轮中陶瓷基质复合材料的质量占整个涡轮总质量的百分比
- [0143] • 涡轮入口温度
- [0144] • 冷却流与旁路流效率比
- [0145] • 涡轮的总质量占气体涡轮引擎总干质量的百分比
- [0146] • 引擎的标准化推力
- [0147] • 冷却效率比
- [0148] • 涡轮入口温度 (K) 与风扇速度 (以rpm为单位) 的比率
- [0149] • 推力与核心效率比TC
- [0150] • 风扇与核心效率比

[0151] 如本文所用,可被称为TET的涡轮入口温度可被定义为在最大功率条件下涡轮的轴向最上游的转子级入口处测量的最高温度。最大功率条件可为引擎被认证的最大功率条件,并且可表示引擎运行期间该位置处的最高温度。这种条件通常被称为“红线”条件。这种条件可发生在例如高推力条件下,例如在最大起飞(MTO₂)条件下。引擎在使用时的TET(可被称为最大TET)可以是特别高的,例如,至少为(或大约为)以下中的任何一者:1800K、1850K、1900K、1950K、2000K、2050K或2100K。最大TET可在由前一句中的任意两个值界定的包含范围内(即,这些值可形成上限或下限)。应当理解,测量最大TET时的该最大功率条件与测量在海平面上的最大净推力或最大推力(如本文任何地方所提及的)时的条件相同。

[0152] 如本文其他地方所述,本公开涉及气体涡轮引擎。此类气体涡轮引擎可被称为包括引擎核心,该引擎核心包括涡轮、燃烧器、压缩机和将该涡轮连接到该压缩机的芯轴。此类气体涡轮引擎可包括位于引擎核心的上游的(具有风扇叶片的)风扇。

[0153] 如本文其他地方所述,该气体涡轮引擎可包括齿轮箱,该齿轮箱接收来自芯轴的输入并将驱动输出至风扇,以便以比芯轴低的旋转速度来驱动风扇。至齿轮箱的输入可直接来自芯轴或者间接地来自芯轴,例如经由正齿轮轴和/或齿轮。芯轴可将涡轮和压缩机刚性地连接,使得涡轮和压缩机以相同的速度旋转(其中,风扇以更慢的速度旋转)。

[0154] 如本文所述和/或所要求保护的气体涡轮引擎可具有任何合适的通用架构。例如,气体涡轮引擎可具有将涡轮和压缩机连接的任何所需数量的轴,例如一个轴、两个轴或三个轴。仅以举例的方式,连接到驱动齿轮箱的芯轴的涡轮可以是第一涡轮,连接到驱动齿轮箱的芯轴的压缩机可以是第一压缩机,并且驱动齿轮箱的芯轴可以是第一芯轴。该引擎核心还可包括第二涡轮、第二压缩机和将第二涡轮连接到第二压缩机的第二芯轴。该第二涡轮、第二压缩机和第二芯轴可被布置成以比第一芯轴高的旋转速度旋转。

[0155] 在此类布置结构中,第二压缩机可轴向定位在第一压缩机的下游。该第二压缩机可被布置成(例如直接接收,例如经由大致环形的管道)从第一压缩机接收流。

[0156] 齿轮箱可被布置成由被构造成(例如在使用中)以最低旋转速度旋转的芯轴(例如上述示例中的第一芯轴)来驱动。例如,该齿轮箱可被布置成仅由被构造成(例如在使用中)以最低旋转速度旋转的芯轴(例如,在上面的示例中,仅第一芯轴,而不是第二芯轴)来驱动。另选地,该齿轮箱可被布置成由任何一个或多个轴驱动,该任何一个或多个轴例如为上述示例中的第一轴和/或第二轴。

[0157] 该齿轮箱为减速齿轮箱(因为风扇的输出比来自芯轴的输入的旋转速率低)。可以

使用任何类型的齿轮箱。例如，齿轮箱可以是“行星式”或“星形”齿轮箱，如本文别处更详细地描述。该齿轮箱可以具有任何期望的减速比（定义为输入轴的旋转速度除以输出轴的旋转速度），例如大于 2.5，例如在3到4的范围内，例如，大约或至少3、3.1、3.2、3.3、3.4、3.5、3.6、3.7、3.8、3.9、4.0、4.1或4.2。例如，齿轮齿数比可以介于前一句中的任何两个值之间。仅以举例的方式，齿轮箱可以是“星形”齿轮箱，其具有在3.1或3.2到3.8的范围内的齿轮齿数比。在一些布置结构中，齿轮齿数比可在这些范围之外。

[0158] 在如本文所述和/或所要求保护的任何气体涡轮引擎中，燃烧器可被轴向设置在风扇和一个或多个压缩机的下游。例如，在提供第二压缩机的情况下，燃烧器可直接位于第二压缩机的下游（例如在其出口处）。以另一个示例的方式，在提供第二涡轮的情况下，可将燃烧器出口处的流提供至第二涡轮的入口。该燃烧器可设置在一个或多个涡轮的上游。

[0159] 该压缩机或每个压缩机（例如，如上所述的第一压缩机和第二压缩机）可包括任何数量的级，例如多个级。每一级可包括一排转子叶片和一排定子叶片，该排定子叶片可为可变定子叶片（因为该排定子叶片的入射角可以是可变的）。该排转子叶片和该排定子叶片可彼此轴向偏移。

[0160] 该涡轮或每个涡轮（例如，如上所述的第一涡轮和第二涡轮）可包括任何数量的级，例如多个级。每一级可包括一排转子叶片和一排定子叶片。该排转子叶片和该排定子叶片可彼此轴向偏移。

[0161] 每个风扇叶片可被限定为具有径向跨度，该径向跨度从径向内部气体洗涤位置或0%跨度位置处的根部（或毂部）延伸到100%跨度位置处的尖端。该毂部处的风扇叶片的半径与尖端处的风扇叶片的半径的比率可小于（或大约为）以下中的任何一个：0.4、0.39、0.38、0.37、0.36、0.35、0.34、0.33、0.32、0.31、0.3、0.29、0.28、0.27、0.26或0.25。该毂部处的风扇叶片的半径与尖端处的风扇叶片的半径的比率可在由前一句中的任何两个值限定的包含范围内（即，这些值可形成上限或下限）。这些比率通常可称为毂部-尖端比率。毂部处的半径和尖端处的半径都可以在叶片的前缘（或轴向最前）部分处测量。当然，毂部-尖端比率指的是风扇叶片的气体洗涤部分，即径向地在任何平台外部的部分。

[0162] 可在引擎中心线和风扇叶片的前缘处的尖端之间测量该风扇的半径。风扇直径（可能只是风扇半径的两倍）可大于（或大约为）以下中的任何一个：225cm、250cm（约100英寸）、260cm、270cm（约105英寸）、280cm（约110英寸）、290cm（约115英寸）、300cm（约120英寸）、310cm、320cm（约125英寸）、330cm（约130英寸）、340cm（约135英寸）、350cm、360cm（约140英寸）、370cm（约145英寸）、380cm（约150英寸）、390cm（约155英寸）或400cm。风扇直径可在由前一句中的任何两个值限定的包含范围内（即，这些值可形成上限或下限）。

[0163] 风扇的旋转速度可以在使用中变化。一般来讲，对于具有较大直径的风扇，旋转速度较低。仅以非限制性示例的方式，风扇在巡航条件下的旋转速度可小于2500rpm，例如小于2300rpm。仅以另外的非限制性示例的方式，对于风扇直径在250cm至300cm（例如250cm至280cm）范围内的引擎，在巡航条件下风扇的旋转速度可在1700rpm至2500rpm的范围内，例如在1800rpm至2300rpm的范围内，例如在1900rpm至2100rpm的范围内。仅以另外的非限制性示例的方式，对于风扇直径在320cm至380cm范围内的引擎，在巡航条件下风扇的旋转速度可在1200rpm至2000rpm的范围内，例如在1300rpm至1800rpm的范围内、例如在1400rpm至1600rpm的范围内。

[0164] 在使用气体涡轮引擎时, (具有相关联的风扇叶片的) 风扇围绕旋转轴线旋转。该旋转导致风扇叶片的尖端以速度 $U_{\text{尖端}}$ 移动。风扇叶片对流所做的功导致流的焓升 dH 。风扇尖端负载可被定义为 $dH/U_{\text{尖端}}^2$, 其中 dH 是跨风扇的焓升(例如1-D平均焓升), 并且 $U_{\text{尖端}}$ 是风扇尖端的(平移)速度, 例如在尖端的前缘处(可被定义为前缘处的风扇尖端半径乘以角速度)。在巡航条件下的风扇尖端负载可大于(或大约为)以下中的任何一者: 0.28、0.29、0.3、0.31、0.32、0.33、0.34、0.35、0.36、0.37、0.38、0.39或0.4(本段中的所有单位为 $\text{Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}/(\text{ms}^{-1})^2$)。风扇尖端负载可在由前一句中的任何两个值限定的包含范围内(即, 这些值可形成上限或下限)。

[0165] 根据本公开的气体涡轮引擎可具有任何期望的旁路比率, 其中该旁路比率被定义为在巡航条件下穿过旁路管道的流的质量流率与穿过核心的流的质量流率的比率。在一些布置结构中, 该旁路比率可大于(或大约为)以下中的任何一个: 10、10.5、11、11.5、12、12.5、13、13.5、14、14.5、15、15.5、16、16.5或17。该旁路比率可在由前一句中的任何两个值限定的包含范围内(即, 这些值可形成上限或下限)。该旁路管道可以是基本上环形的。该旁路管道可位于核心引擎的径向外侧。旁路管道的径向外表面可以由短舱和/或风扇壳体限定。

[0166] 本文中描述和/或要求保护的气体涡轮引擎的总压力比可被定义为风扇上游的滞止压力与最高压力压缩机出口处的滞止压力(进入燃烧器之前)之比。以非限制性示例的方式, 如本文所述和/或所要求保护的气体涡轮引擎在巡航时的总压力比可大于(或大约为)以下中的任何一个: 35、40、45、50、55、60、65、70、75。总压力比可在由前一句中的任何两个值限定的包含范围内(即, 这些值可形成上限或下限)。

[0167] 引擎的比推力可被定义为引擎的净推力除以穿过引擎的总质量流量。在巡航条件下, 本文中描述和/或要求保护的引擎的比推力可小于(或大约为)以下中的任何一个: $110\text{Nkg}^{-1}\text{s}$ 、 $105\text{Nkg}^{-1}\text{s}$ 、 $100\text{Nkg}^{-1}\text{s}$ 、 $95\text{Nkg}^{-1}\text{s}$ 、 $90\text{Nkg}^{-1}\text{s}$ 、 $85\text{Nkg}^{-1}\text{s}$ 或 $80\text{Nkg}^{-1}\text{s}$ 。比推力可在由前一句中的任何两个值限定的包含范围内(即, 这些值可形成上限或下限)。与传统的气体涡轮引擎相比, 此类引擎可能特别高效。

[0168] 如本文所述和/或所要求保护的气体涡轮引擎可具有任何期望的最大推力。仅以非限制性示例的方式, 如本文所述和/或所要求保护的气体涡轮可以产生至少(或大约为)为以下中的任何一个的最大推力: 160kN、170kN、180kN、190kN、200kN、250kN、300kN、350kN、400kN、450kN、500kN 或550kN。最大推力可在由前一句中的任何两个值限定的包含范围内(即, 这些值可形成上限或下限)。上面提到的推力可为在标准大气条件下、在海平面处、加上 15°C (环境压力101.3kPa, 温度 30°C)、引擎静止时的最大净推力。

[0169] 本文中描述和/或要求保护的风扇叶片和/或风扇叶片的翼面部分可由任何合适的材料或材料组合来制造。例如, 风扇叶片和/或翼面的至少一部分可至少部分地由复合材料来制造, 该复合材料例如金属基质复合材料和/或有机基质复合材料, 诸如碳纤维。以另外的示例的方式, 风扇叶片和/或翼面的至少一部分可以至少部分地由金属来制造, 该金属为诸如基于钛的金属或铝基材料(诸如铝锂合金)或基于钢的材料。风扇叶片可包括使用不同材料制造的至少两个区域。例如, 风扇叶片可具有保护性前缘, 该保护性前缘可使用比叶片的其余部分更好地抵抗(例如, 来自鸟类、冰或其他物料的)冲击的材料来制造。此类前缘可以例如使用钛或基于钛的合金来制造。因此, 仅以举例的方式, 该风扇叶片可具有碳纤

维或具有带钛前缘的基于铝的主体(诸如铝锂合金)。

[0170] 如本文所述和/或所要求保护的风扇可包括中央部分,风扇叶片可从该中央部分例如沿径向方向延伸。该风扇叶片可以任何期望的方式附接到中央部分。例如,每个风扇叶片可包括固定件,该固定件可与毂部(或盘状部)中的对应狭槽接合。仅以举例的方式,此类固定件可以是燕尾形式的,其可以插入和/或接合毂部/盘状部中对应的狭槽,以便将风扇叶片固定到毂部/盘状部。以另外的示例的方式,该风扇叶片可与中央部分一体地形成。此类布置结构可以称为叶片盘状部或叶片环。可以使用任何合适的方法来制造此类叶片盘状部或叶片环。例如,风扇叶片的至少一部分可由块状物来加工而成,以及/或者风扇叶片的至少一部分可通过焊接(诸如线性摩擦焊接)来附接到毂部/盘状部。

[0171] 本文中描述和/或要求保护的气体涡轮引擎可能或可能不设有可变面积喷嘴(VAN)。此类可变面积喷嘴可允许旁路管道的出口面积在使用中变化。本公开的一般原理可应用于具有或不具有VAN的引擎。

[0172] 如本文所述和/或要求保护的气体涡轮的风扇可具有任何期望数量的风扇叶片,例如14、16、18、20、22、24或26个风扇叶片。

[0173] 如本文所用,巡航条件具有常规含义并且将易于被技术人员理解。因此,对于飞行器的给定气体涡轮引擎,技术人员将立即识别巡航条件是指该气体涡轮引擎被设计用于附接到飞行器的引擎在给定任务(其在行业中可被称为“经济任务”)的中间巡航的操作点。就这一点而言,中间巡航是飞行器飞行周期中的关键点,在该点处,在上升最高点和开始降落之间燃烧的总燃料的50%已燃烧(其在时间和/或距离方面可近似于上升最高点和开始降落之间的中点)。因此,巡航条件定义气体涡轮引擎的操作点,该操作点在考虑提供给该飞行器的引擎数量的情况下,提供将确保气体涡轮引擎被设计用于附接到的飞行器在中间巡航时的稳态操作(即,保持恒定的高度和恒定的马赫数)的推力。例如,如果引擎被设计为附接到具有两个相同类型的引擎的飞行器上,则在巡航条件下,引擎提供该飞行器在中间巡航时稳态运行所需的总推力的一半。

[0174] 换句话讲,对于飞行器的给定气体涡轮引擎,巡航条件被定义为在中间巡航大气条件(在中间巡航高度下由根据ISO 2533的国际标准大气定义)下提供指定推力的引擎的操作点(需要在给定中间巡航马赫数下,与飞行器上的任何其他引擎相结合,提供气体涡轮引擎被设计用于附接到的飞行器的稳态操作)。对于飞行器的任何给定气体涡轮引擎而言,中间巡航推力、大气条件和马赫数是已知的,因此在巡航条件下,引擎的操作点是明确定义的。

[0175] 仅以举例的方式,巡航条件下的前进速度可为从0.7马赫至0.9马赫的范围内的任何点,例如0.75至0.85、例如0.76至0.84、例如0.77至0.83、例如0.78至0.82、例如0.79至0.81、例如大约0.8马赫、大约0.85马赫或0.8至0.85。这些范围内的任何单一速度可以是巡航条件的一部分。对于某些飞行器,巡航条件可能超出这些范围,例如低于0.7马赫或高于0.9马赫。

[0176] 仅以举例的方式,巡航条件可对应于在以下范围内的高度处的标准大气条件(根据国际标准大气ISA):10000m至15000m,例如在10000m至12000m的范围内、例如在10400m至11600m(约38000英尺)的范围内、例如在10500m至11500m的范围内、例如在10600m至11400m的范围内、例如在10700m(约35000英尺)至11300m的范围内,例如在10800m至

11200m的范围内、例如在10900m至11100m的范围内、例如大约11000m。巡航条件可对应于这些范围内的任何给定高度处的标准大气条件。

[0177] 仅以举例的方式,巡航条件可对应于提供在前向马赫数0.8下的已知的所需推力水平(例如,在30kN到35kN范围内的值)和在38000ft (11582m)的高度下的标准大气条件(根据国际标准大气)的引擎的操作点。仅以另一个示例的方式,巡航条件可对应于提供在前向马赫数0.85下的已知的所需推力水平(例如,在50kN到65kN范围内的值)和在35000ft (10668m)的高度下的标准大气条件(根据国际标准大气)的引擎的操作点。

[0178] 在使用中,本文中描述和/或要求保护的气体涡轮引擎可在本文别处定义的巡航条件下操作。此类巡航条件可通过飞行器的巡航条件(例如,巡航中期条件)来确定,至少一个(例如2个或4个)气体涡轮引擎可以安装在该飞行器上以提供推进推力。

[0179] 根据一个方面,提供了一种飞行器,该飞行器包括如本文所述和/或所要求保护的气体涡轮引擎。根据该方面的飞行器为气体涡轮引擎已被设计用于附接到的飞行器。

[0180] 根据一个方面,提供了一种操作如本文所述和/或所要求保护的气体涡轮引擎的方法。

[0181] 根据一个方面,提供了一种操作包括如本文所述和/或所要求保护的气体涡轮引擎的飞行器的方法。

附图说明

[0182] 现在将参考附图仅以举例的方式来描述实施方案,其中:

[0183] 图1是气体涡轮引擎的截面侧视图;

[0184] 图2是气体涡轮引擎的上游部分的特写截面侧视图;

[0185] 图3是用于气体涡轮引擎的齿轮箱的局部剖视图;

[0186] 图4是示出气体涡轮引擎的涡轮的上游部分的放大视图的示意图。

具体实施方式

[0187] 图1示出了具有主旋转轴线9的气体涡轮引擎10。引擎10包括进气口12和推进式风扇23,该推进式风扇产生两股气流:核心气流A和旁路气流 B。气体涡轮引擎10包括接收核心气流A的核心11。引擎核心11以轴流式串联方式包括低压压缩机14(本文中可被称为第一压缩机14)、高压压缩机15(本文中可被称为第二压缩机)、燃烧设备16、高压涡轮17(本文中可被称为第二涡轮)、低压涡轮19(本文中可被称为第一涡轮)和核心排气喷嘴20。短舱21围绕气体涡轮引擎10并限定旁路管道22和旁路排气喷嘴18。旁路气流B流过旁路管道22。风扇23经由轴26和周转齿轮箱30 附接到低压涡轮19并由该低压涡轮驱动。

[0188] 在使用中,核心气流A由低压压缩机14加速和压缩,并被引导至高压压缩机15中以进行进一步的压缩。从高压压缩机15排出的压缩空气被引导至燃烧设备16中,在该燃烧设备中压缩空气与燃料混合,并且混合物被燃烧。然后,所得的热燃烧产物在通过喷嘴20排出之前通过高压涡轮和低压涡轮17、19膨胀,从而驱动高压涡轮和低压涡轮17、19以提供一些推进推力。高压涡轮17通过合适的互连轴27来驱动高压压缩机15。风扇23 通常提供大部分推进推力。周转齿轮箱30是减速齿轮箱。

[0189] 图2中示出了齿轮传动风扇气体涡轮引擎10的示例性布置结构。低压涡轮19(参见

图1) 驱动轴26, 该轴26联接到周转齿轮布置结构30的太阳轮或太阳齿轮28。在太阳齿轮28的径向向外处并与该太阳齿轮相互啮合的是多个行星齿轮32, 该多个行星齿轮通过行星架34联接在一起。行星架34约束行星齿轮32以同步地围绕太阳齿轮28进动, 同时使每个行星齿轮32绕其自身轴线旋转。行星架34经由连杆36联接到风扇23, 以便驱动该风扇围绕引擎轴线9旋转。在行星齿轮32的径向向外处并与该行星齿轮相互啮合的是齿圈或环形齿轮38, 其经由连杆40联接到固定支撑结构24。

[0190] 需注意, 本文中使用的术语“低压涡轮”和“低压压缩机”可分别表示最低压力涡轮级和最低压力压缩机级(即, 不包括风扇23), 和/或通过引擎中具有最低旋转速度的互连轴26(即, 不包括驱动风扇23的齿轮箱输出轴)连接在一起的涡轮级和压缩机级。在一些文献中, 本文中提到的“低压涡轮”和“低压压缩机”可被另选地称为“中压涡轮”和“中压压缩机”。在使用此类另选命名的情况下, 风扇23可被称为第一或最低压力的压缩级。

[0191] 在图3中以举例的方式更详细地示出了周转齿轮箱30。太阳齿轮28、行星齿轮32和环形齿轮38中的每一者包括围绕其周边以用于与其他齿轮相互啮合的齿。然而, 为清楚起见, 图3中仅示出了齿的示例性部分。示出了四个行星齿轮32, 但是对本领域的技术人员显而易见的是, 可以在要求保护的发明的范围内提供更多或更少的行星齿轮32。行星式周转齿轮箱30的实际应用通常包括至少三个行星齿轮32。

[0192] 在图2和图3中以举例的方式示出的周转齿轮箱30是行星式的, 其中行星架34经由连杆36联接到输出轴, 其中齿圈38被固定。然而, 可使用任何其他合适类型的周转齿轮箱30。以另一个示例的方式, 周转齿轮箱30可以是星形布置结构, 其中行星架34保持固定, 允许环形齿轮(或齿圈)38旋转。在此类布置结构中, 风扇23由环形齿轮38驱动。以另一个另选示例的方式, 齿轮箱30可以是差速齿轮箱, 其中环形齿轮38和行星架34均被允许旋转。

[0193] 应当理解, 图2和图3中所示的布置结构仅是示例性的, 并且各种另选方案都在本公开的范围之内。仅以举例的方式, 可使用任何合适的布置结构来将齿轮箱30定位在引擎10中和/或用于将齿轮箱30连接到引擎10。以另一个示例的方式, 齿轮箱30与引擎10的其他部件(诸如输入轴26、输出轴和固定结构24)之间的连接件(诸如图2示例中的连杆36、40)可具有任何期望程度的刚度或柔性。以另一个示例的方式, 可使用引擎的旋转部件和固定部件之间(例如, 在来自齿轮箱的输入轴和输出轴与固定结构诸如齿轮箱壳体之间)的轴承的任何合适的布置结构, 并且本公开不限于图2的示例性布置结构。例如, 在齿轮箱30具有星形布置结构(如上所述)的情况下, 技术人员将容易理解, 输出连杆和支撑连杆以及轴承位置的布置结构通常不同于图2中以举例的方式示出的布置结构。

[0194] 因此, 本公开延伸到具有齿轮箱类型(例如星形或行星齿轮)、支撑结构、输入和输出轴布置结构以及轴承位置中的任何布置结构的气体涡轮引擎。

[0195] 可选地, 齿轮箱可驱动附加的和/或另选的部件(例如, 中压压缩机和/或增压压缩机)。

[0196] 本公开可应用的其他气体涡轮引擎可具有另选配置。例如, 此类引擎可具有另选数量的压缩机和/或涡轮和/或另选数量的互连轴。以另外的示例的方式, 图1中所示的气体涡轮引擎具有分流喷嘴18、20, 这意味着穿过旁路管道22的流具有自己的喷嘴18, 该喷嘴与核心引擎喷嘴20分开并径向地在该核心引擎喷嘴的外部。然而, 这不是限制性的, 并且本公开的任何方面也可应用于如下引擎, 在该引擎中, 穿过旁路管道22的流和穿过核心11的流

在可被称为混流喷嘴的单个喷嘴之前(或上游)混合或组合。一个或两个喷嘴(无论是混合的还是分流的)可具有固定的或可变的面积。虽然所描述的示例涉及涡轮风扇引擎,但是本公开可应用于例如任何类型的气体涡轮引擎,诸如开放式转子(其中风扇级未被短舱围绕)或例如涡轮螺旋桨引擎。

[0197] 气体涡轮引擎10的几何形状及其部件由传统的轴系限定,包括轴向(与旋转轴9对准)、径向(在图1中从下到上的方向)和周向(垂直于图1视图中的页面)。轴向、径向和周向相互垂直。

[0198] 图4更详细地示出涡轮的一部分。具体地讲,图4示出了燃烧器16、第二(高压)涡轮17的下游部分和第一(低压)涡轮19的上游部分。高压涡轮17连接到第二芯轴27。低压涡轮19连接到第一芯轴26。

[0199] 在例示的示例中,高压涡轮17以轴流式串联方式包括第一(轴向最上游)定子叶片排171、第一(轴向最上游)转子叶片排172、第二(轴向第二最上游)定子叶片排173和第二(轴向第二最上游)转子叶片排174。

[0200] 第一转子叶片排172连接到转子盘177。第二转子叶片排174连接到转子盘178。两个转子盘177、178通过联接构件179刚性地连接在一起。转子盘中的至少一个(在例示的示例中为第一转子盘177)经由臂271连接到第二芯轴27。因此,在使用中,第二芯轴27、转子盘177、178和转子叶片172、174均以相同的旋转速度一起旋转。

[0201] 气体涡轮引擎10还包括径向地设置在第一转子叶片排172外部的密封段175。气体涡轮引擎10还包括径向地设置在第二转子叶片排174外部的密封段176。密封段175、176在相应的转子叶片排172、174的区域中形成径向外流动边界(可被称为径向外环线),例如在转子叶片172、174的尖端的轴向范围内。密封段175、176可与转子叶片的尖端形成密封,以防止(或至少限制)流过或越过转子叶片的尖端的流。转子叶片可磨损密封段175、176。因此,例如,密封段175、176可在使用中被子叶片磨损,以便在它们之间形成最佳密封。每一段可形成环形段或截头圆锥形段。

[0202] 在例示的示例中,高压涡轮17为两级高压涡轮,因为其包括两级定子叶片和转子叶片,每级包括定子叶片排,接着是转子叶片排。然而,应当理解,根据本公开的气体涡轮引擎10可包括具有任意数量的级的高压涡轮,例如1、2、3、4、5或超过5级的定子叶片和转子叶片。

[0203] 将低压涡轮19设置在高压涡轮17的下游。将低压涡轮19中的轴向最上游排的定子叶片191设置在紧邻高压涡轮17的最后一排转子叶片174的下游。将低压涡轮19中的轴向最上游排的转子叶片192设置在紧邻轴向最上游排的定子叶片191的下游。轴向最上游排的转子叶片192经由转子盘连接到第一芯轴26。在使用中,低压涡轮19的转子叶片192驱动第一芯轴26,该第一芯轴继而驱动低压压缩机14,并且还经由齿轮箱30驱动风扇23。

[0204] 图4仅示出了低压涡轮19的上游部分。然而,应当理解,在所示部分的下游可提供更多排的定子叶片和转子叶片。例如,低压涡轮19可包括1、2、3、4、5或超过5级的定子叶片和转子叶片。轴向最上游排的转子叶片192经由连杆199连接到一个或多个(未示出)下游转子叶片排,该连杆连接到上面支撑有转子叶片192的盘197。

[0205] 在例示的示例中,高压涡轮17和/或低压涡轮19的至少一部分包括CMC。仅以举例的方式,CMC材料可为碳化硅纤维和/或碳化硅基质(SiC-SiC),但应当理解,可使用其他

CMC, 诸如氧化物-氧化物 (O_x-O_x CMC 材料)、单片陶瓷和/或类似物。

[0206] 如本文其他地方所述, CMC具有与常规涡轮材料(诸如镍合金)不同的特性。例如, CMC通常比金属诸如镍合金具有更低的密度并且能够承受更高的温度。本发明人已理解, 这些特性可用于涡轮17、19的一些区域中, 但是其他特性(诸如与镍合金相比CMC更低的热导率)意味着CMC不适用于涡轮17、19的所有区域。

[0207] 例如, 根据引擎的类型(例如, 就构造和/或最大推力而言), 可使用 CMC制造高压涡轮的第一(轴向最上游)定子叶片排171、第一(轴向最上游)转子叶片排172、第二(轴向第二最上游)定子叶片排173、第二(轴向第二最上游)转子叶片排174和第一组密封段175或第二组密封段 176中的任何一个或多个。上述列表中未使用CMC制造的部件可使用金属(诸如镍合金)制造。可选地, 在本文所述和/或所要求保护的任何方面或布置结构中, 无论高压涡轮17中的级数如何, 高压涡轮17中每一级的转子叶片均可被密封段围绕, 并且围绕任何一级或多级(例如所有级)的密封段可由CMC制造。

[0208] 仅以非限制性示例的方式, 在图4的布置结构中, 使用CMC制造高压涡轮的第二定子叶片排173、第二转子叶片排174和第一组密封段175和第二组密封段176, 而使用镍合金制造第一定子叶片排171和第一转子叶片排 172。在该具体示例中, 第一定子叶片排171和第一转子叶片排172所经历的温度可能甚至高于CMC能承受的温度。因此, 就该具体示例而言, 这意味着第一定子叶片排171和第一转子叶片排172(其由于靠近燃烧器出口 16而经历比下游部件更高的温度)可利用镍合金的相对较高的热导率, 以便使用冷却空气(例如, 从压缩机获取)更有效地被冷却, 冷却空气可以提供给通过部件的通道。

[0209] 高压涡轮17的总质量可包括定子叶片171、173、转子叶片172、174、密封段175、176、转子盘177、178、在高压涡轮17的轴向范围上形成内流动边界220的一个或多个径向内部壳体元件和在高压涡轮17的轴向范围上形成外流动边界230的一个或多个径向外部壳体元件的质量。

[0210] CMC可在低压涡轮19的适合部分中使用, 但在一些引擎10中, CMC 在低压涡轮19中的使用可能不适合, 因此可能不使用CMC。仅以非限制性示例的方式, 在图4的布置结构中, 使用CMC制造轴向最上游排的定子叶片191, 而使用金属合金(诸如镍合金)制造轴向最上游排的转子叶片 192。在该具体示例中, 轴向最上游排的转子叶片192所经历的温度可能不足以高到能从使用CMC中受益, 但应当理解, 在根据本公开的其他引擎 10中, 可使用CMC制造轴向最上游排的转子叶片192和/或相关密封段 193。实际上, 在一些引擎中, 可使用CMC制造低压涡轮19中轴向最上游排的转子叶片192下游的部件(诸如定子叶片、转子叶片和密封段)。

[0211] 使用CMC制造的任何部件也可以具有环境隔离涂层(EBC)。这种EBC 可覆盖这种部件的至少气体洗涤的表面。这种EBC可保护CMC免受环境劣化, 例如由于水蒸气的影响而劣化。这种EBC可以是, 例如硅酸镱 ($Yb_2Si_2O_7$), 其可通过任何合适的方法(诸如空气等离子体喷涂)来施加。

[0212] 如本文其他地方所述, CMC具有比常规材料(诸如金属合金)更高的温度性能。这意味着在涡轮中选择性使用CMC可能意味着, 如果由金属合金制成, 本来需要冷却的一些部件不再需要冷却, 因为它们由CMC制成并且/或者使用CMC制造的一些部件需要比它们由金属合金制成时更少的冷却。除此之外或另选地, 通过使用CMC, 可能将一些部件暴露于比原本

可能的温度更高的温度。

[0213] 仅以非限制性示例的方式,优化CMC在引擎中(例如,在如本文所述的涡轮17、19的一个或多个部件中)的使用可降低冷却流C的需求,这可得到更高效的引擎核心(因为更少的流绕过燃烧器),这意味着对于给定量的核心功率,可以减少进入核心的质量流并且/或者可减小涡轮17、19 的尺寸和/或质量。

[0214] 图1和图4示意性地示出了涡轮冷却装置50。涡轮冷却装置从压缩机 14、15中提取冷却流C。冷却流C绕过燃烧器16。然后将冷却流C输送到高压涡轮17和可选地低压涡轮19。尽管涡轮冷却装置50在图1和图4中示出为从高压压缩机15中的特定位置提取冷却流C并且将其输送到高压涡轮17中的特定位置,但应当理解,这仅仅是为了便于示意性表示,并且可从任何合适的位置(例如高压压缩机15和/或低压压缩机14中的多个位置) 提取冷却流C并且输送到任何期望的位置(例如高压涡轮17和/或低压涡轮19中的多个位置)。

[0215] 冷却流C的量的减少是可取的,因为冷却流不燃烧,因此可从其中提取的功的量低于通过燃烧器16的流的量。参考图1,气体涡轮引擎10具有旁路比率,该旁路比率被定义为在巡航条件下穿过旁路管道22的流B的质量流率除以进入引擎核心的流A的质量流率。随着旁路比率的增加(例如,为了提高引擎效率),通过核心的流A成比例地减少。这意味着对于给定尺寸的引擎和/或为了能够承受给定的涡轮入口温度,可能需要更高比例的核心流A用作涡轮冷却流C。就这一点而言,如本文所用,涡轮入口温度 ($T_{0\text{turb_in}}$) 可为在紧邻轴向最上游的转子叶片排172上游的气体流动路径中的位置60处测量的最大滞止温度,即,在引擎被认证的引擎的所谓“红线”运行条件下。

[0216] 冷却流与旁路流效率比可被定义为在巡航条件下涡轮冷却流的质量流率C与旁路流的质量流率B的比率。通过理解本文以举例的方式描述的约束和/或技术,冷却流与旁路流效率比可被优化为如本文所述和/或所要求保护的。除此之外或另选地,可相对于常规引擎优化(例如减少) 高压涡轮 17和/或低压涡轮19的质量。继而,这可减小高压涡轮17和/或低压涡轮 19的质量占气体涡轮引擎10的总质量的比例。

[0217] 通过理解本文以举例的方式描述的约束和/或技术,可优化标准化推力。就这一点而言,标准化推力被定义为引擎10在海平面上的最大净推力除以引擎10中涡轮17、19的总质量。所示示例具有高压涡轮17和低压涡轮19,然而,应当理解,在引擎中包括更多涡轮的情况下,总涡轮质量包括所有涡轮的质量。

[0218] 如本文其他地方所述,对CMC的优化使用可导致涡轮冷却流需求降低。除此之外或另选地,通过使用CMC,可能将一些部件暴露于比原本可能的温度更高的温度。这可导致相对于不包括对CMC的优化使用的引擎 10,能够增加涡轮入口温度。就这一点而言,已发现从引擎效率的角度来看,更高的涡轮入口温度是可取的。

[0219] 通过理解本文以举例的方式描述的约束和/或技术,可优化冷却效率比。就这一点而言,冷却效率比被定义为涡轮入口温度(如本文其他地方所定义的) 与冷却流需求之间的比率。冷却流需求可被定义为在巡航条件下涡轮冷却流C的质量流率除以进入引擎核心的流A的质量流率。

[0220] 用于气体涡轮引擎10的核心尺寸CS可被定义为:

$$[0221] \quad CS = W_{comp_in} \cdot \frac{\sqrt{T_{0comp_out}}}{P_{0comp_out}}$$

[0222] 其中：

[0223] W_{comp_in} 是引擎核心入口处的质量流率 (kg/s)，即在图1中的位置70 处测量的核心流A的质量流率；

[0224] T_{0comp_out} 是压缩机出口处的滞止温度 (K)，即在最高压压缩机15的出口处，由图1中的位置80表示；

[0225] P_{0comp_out} 是压缩机出口处的滞止压力 (Pa)，即在最高压压缩机15的出口处，由图1中的位置80表示。

[0226] 通过理解本文以举例的方式描述的约束和/或技术可允许推力与核心效率比TC和/或风扇与核心效率比FC被优化为在本文所述和/或所要求保护的范围内，其中推力与核心效率比TC和风扇与核心效率比FC如下定义 (T_{0turb_in} 是如图4所示的位置60处的涡轮入口温度，如上所述)。

$$[0227] \quad TC = (\text{在海平面上的最大净推力}) \cdot \frac{\sqrt{T_{0turb_in}}}{CS}$$

$$[0228] \quad FC = (\text{风扇直径}) \cdot \frac{\sqrt{T_{0turb_in}}}{CS}$$

[0229] 应当理解，本文所述和/或所要求保护的理解和/或技术导致尤其高效的气体涡轮引擎10。例如，本文所述和/或所要求保护的理解和/或技术可提供尤其高效的气体涡轮引擎10，其中由齿轮箱30驱动的风扇23由优化的引擎核心补充。

[0230] 应当理解，本发明不限于上述实施方案，并且在不脱离本文中描述的概念的情况下可进行各种修改和改进。除非相互排斥，否则任何特征和方面可以单独使用或与任何其他特征组合使用，并且本公开扩展到并包括本文中描述的一个或多个特征的所有组合和子组合。

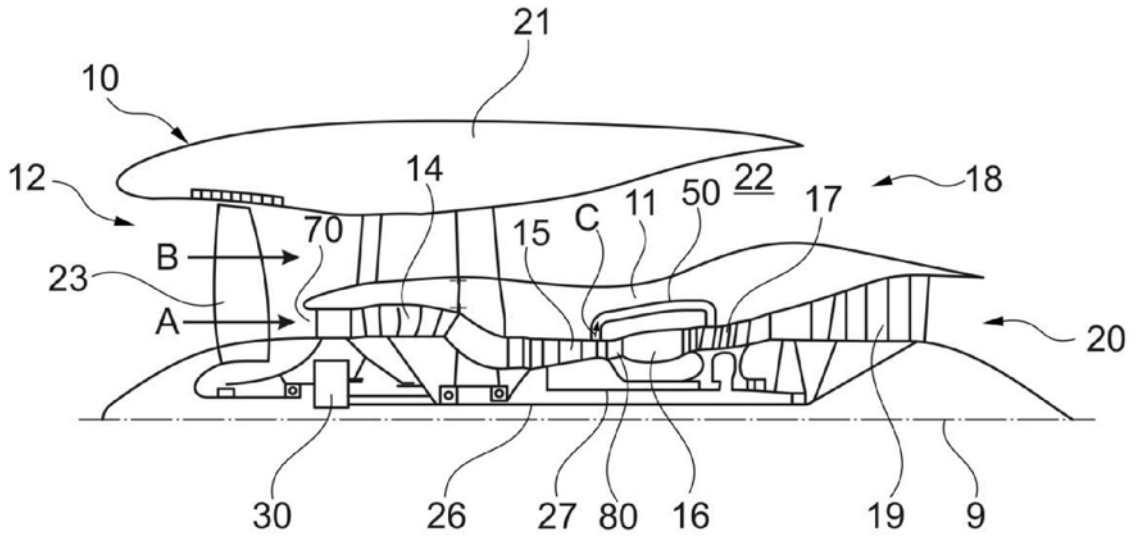


图 1

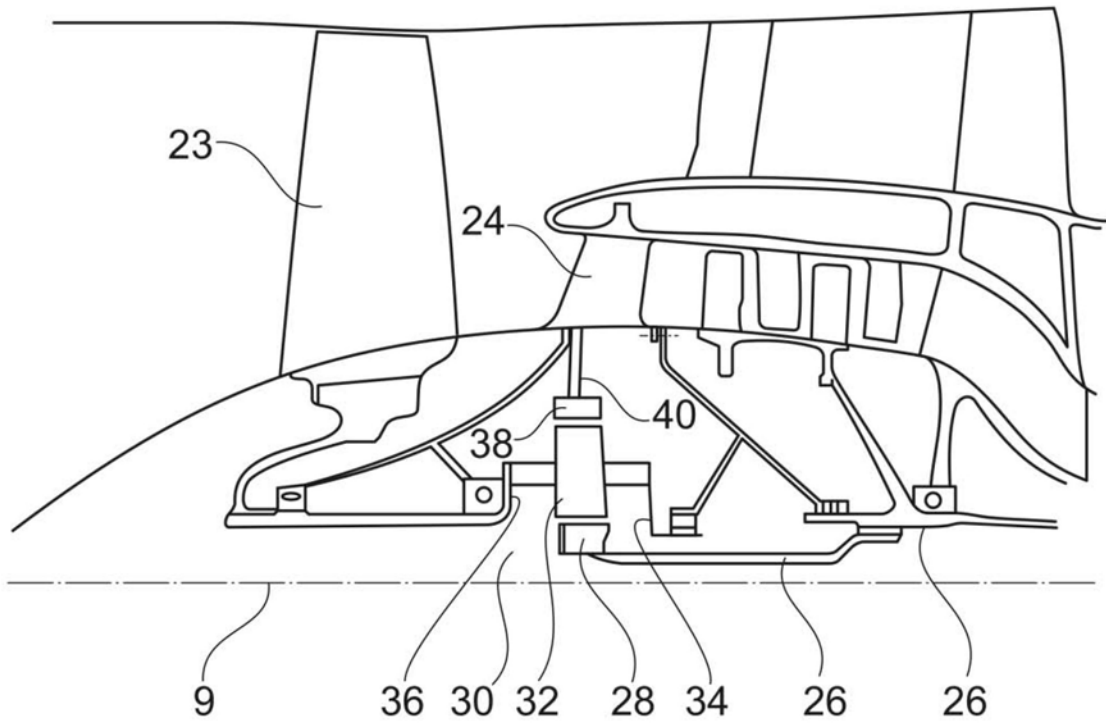


图 2

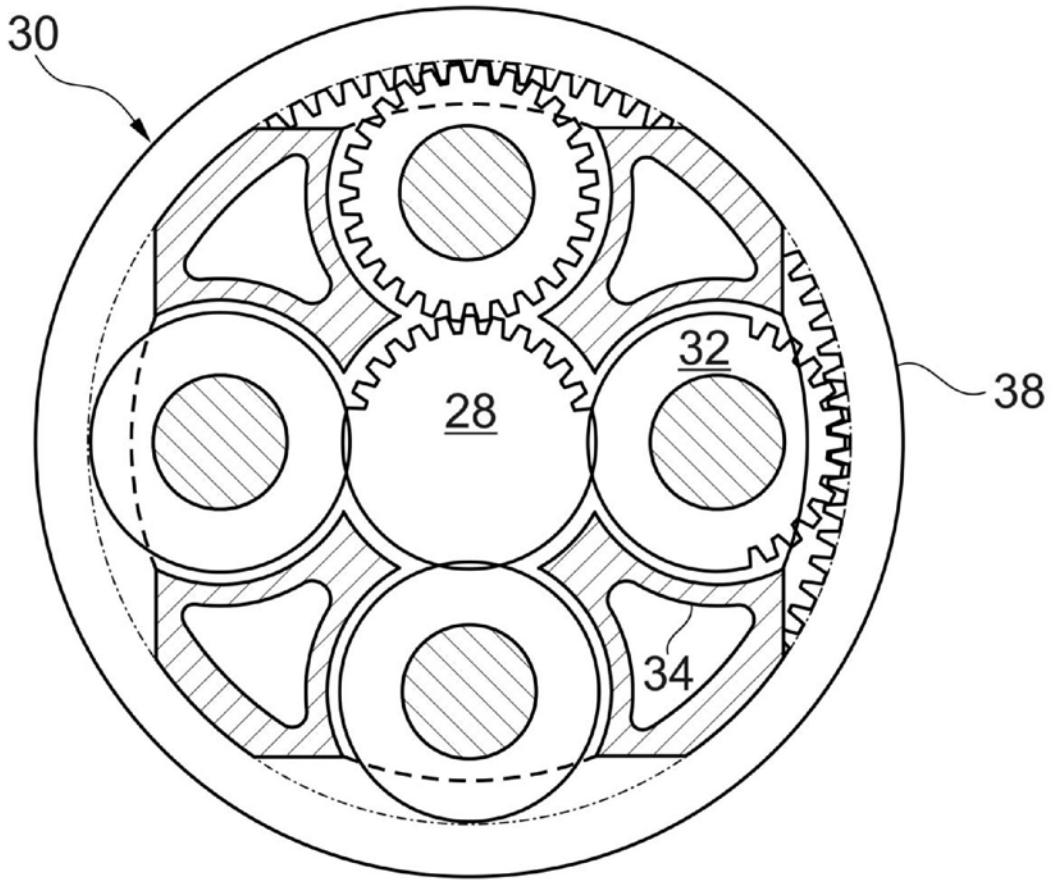


图 3

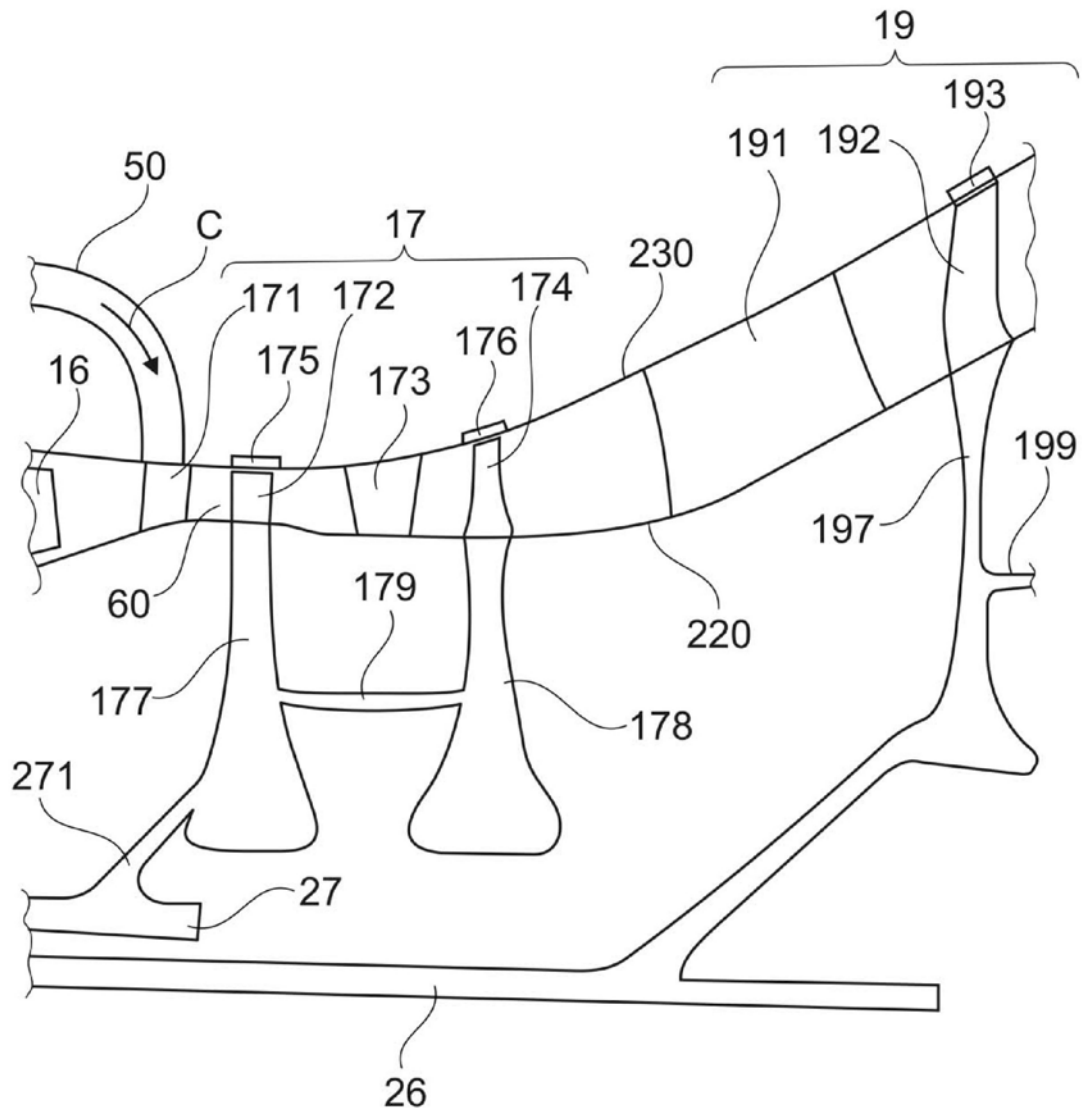


图 4