



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 111237252 A

(43)申请公布日 2020.06.05

(21)申请号 201911117370.2

(22)申请日 2019.11.15

(30)优先权数据

1819412.6 2018.11.29 GB

(71)申请人 劳斯莱斯有限公司

地址 英国伦敦

(72)发明人 克莱夫·布林

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公

司 72001

代理人 杨国治 陈浩然

(51)Int.Cl.

F04D 29/34(2006.01)

F04D 29/66(2006.01)

权利要求书1页 说明书9页 附图3页

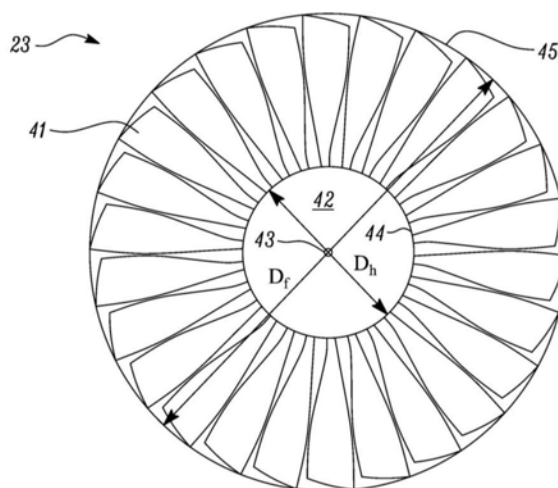
(54)发明名称

风扇叶片保持组件

(57)摘要

本公开提供了齿轮传动涡扇引擎。示例性实施方案包括用于飞行器的气体涡轮引擎(10),该气体涡轮引擎包括:引擎核心(11),该引擎核心包括涡轮(19)、压缩机(14)和将该涡轮(19)连接到该压缩机(14)的芯轴(26);位于该引擎核心(11)的上游的风扇组件(23);以及齿轮箱(30),该齿轮箱接收来自所述芯轴(26)的输入并将驱动输出到所述风扇组件(23),从而以比该芯轴(26)低的旋转速度驱动所述风扇组件(23),其中该风扇组件(23)包括安装在毂部(42)周围的多个风扇叶片(41),该风扇叶片(41)具有叶片尖端,该叶片尖端限定所述风扇组件(23)的从约220cm至约400cm的外径,该毂部(42)包括围绕该毂部(42)的边缘(52)定位的多个狭槽(51),每个狭槽(51)容纳对应风扇叶片(41)的根部,该边缘(52)在每个狭槽(51)的底部与该毂部(42)内的内部腔(54)之间具有最小径向厚度,其中该最小径向厚度在所述风扇外径的约0.5%至约1.1%

的范围内。



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),所述引擎核心包括涡轮(19)、压缩机(14)和将所述涡轮(19)连接到所述压缩机(14)的芯轴(26);
风扇组件(23),所述风扇组件位于所述引擎核心(11)的上游;和
齿轮箱(30),所述齿轮箱接收来自所述芯轴(26)的输入并将驱动输出至所述风扇组件(23),以便以比所述芯轴(26)低的旋转速度来驱动所述风扇组件(23),
其中所述风扇组件(23)包括安装在毂部(42)周围的多个风扇叶片(41),所述风扇叶片(41)具有叶片尖端,所述叶片尖端限定所述风扇组件(23)的从约220cm至约400cm的外径,所述毂部(42)包括围绕所述毂部(42)的边缘(52)定位的多个狭槽(51),每个狭槽(51)容纳对应风扇叶片(41)的根部,所述边缘(52)在每个狭槽(51)的底部与所述毂部(42)内的内部腔(54)之间具有最小径向厚度,其中所述最小径向厚度在所述风扇外径的约0.5%至约1.1%的范围内。
2. 根据权利要求1所述的气体涡轮引擎(10),其中所述最小径向厚度在所述风扇外径的约0.5%至约0.95%的范围内。
3. 根据权利要求1或权利要求2所述的气体涡轮引擎(10),其中所述最小径向厚度不大于约35mm。
4. 根据权利要求3所述的气体涡轮引擎(10),其中所述最小径向厚度在约15mm至约35mm的范围内。
5. 根据任一前述权利要求所述的气体涡轮引擎(10),其中所述风扇组件(23)的所述外径为约280cm或更大。
6. 根据任一前述权利要求所述的气体涡轮引擎(10),其中所述风扇组件(23)的所述外径为约330cm或更大。
7. 根据任一前述权利要求所述的气体涡轮引擎(10),其中沿着所述风扇组件的旋转轴线的所述最小边缘厚度的平均值在所述风扇外径的约0.5%至约1.1%的所述范围内。
8. 根据权利要求7所述的气体涡轮引擎(10),其中所述最小边缘厚度沿着所述风扇组件(23)的所述旋转轴线变化。
9. 根据任一前述权利要求所述的气体涡轮引擎(10),其中所述风扇组件的毂部-尖端比率在约0.2和0.4的范围内。
10. 根据任一前述权利要求所述的气体涡轮引擎(10),其中所述齿轮箱的齿轮传动比在从3.2至5的范围内。
11. 根据任一前述权利要求所述的气体涡轮引擎(10),其中所述齿轮箱的所述齿轮传动比在从3.2至4.2的范围内。
12. 根据前述权利要求中任一项所述的气体涡轮引擎,其中:
所述涡轮是第一涡轮(19),所述压缩机是第一压缩机(14),并且所述芯轴是第一芯轴(26);
所述引擎核心还包括第二涡轮(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);并且
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高的旋转速度旋转。

风扇叶片保持组件

技术领域

[0001] 本公开涉及齿轮传动涡扇引擎。

背景技术

[0002] 随着用于涡扇引擎的风扇组件的总体尺寸变得更大,例如由于增加风扇组件的外径,需要改变各种参数以适应尺寸的增加。例如,较大的风扇组件需要更慢地旋转,以防止风扇尖端处的过速。由此产生的其它变化,诸如引入齿轮箱以允许引擎的涡轮以更高的速度运行,可能是必要的。随着风扇组件变得更大,可能需要解决的一个问题是振动,尤其是在低旋转速度下的振动。此类振动可在风扇组件的毂部中产生或在风扇叶片中表现为颤动。简单地根据总体尺寸的增加来缩放构成风扇组件的各种部件的尺寸并不一定能解决该问题。

发明内容

[0003] 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:

[0004] 引擎核心,该引擎核心包括涡轮、压缩机和将该涡轮连接到该压缩机的芯轴;

[0005] 位于引擎核心上游的风扇组件;和

[0006] 齿轮箱,其接收来自芯轴的输入并将驱动输出到风扇组件,从而以比芯轴低的旋转速度驱动风扇组件,其中风扇组件包括围绕毂部安装的多个风扇叶片,该风扇叶片具有叶片尖端,该叶片尖端限定风扇组件的从约220cm至约400cm的外径,毂部包括围绕毂部的边缘定位的多个狭槽,每个狭槽容纳对应风扇叶片的根部,边缘在每个狭槽的底部与毂部内的内部腔之间具有最小径向厚度,其中该最小径向厚度在风扇外径的约0.5%至约1.1%的范围内。

[0007] 将最小径向厚度定义为在该范围内允许减小毂部的振动以及风扇的颤动。这可能是由于毂部边缘的厚度的局部增加。

[0008] 最小径向厚度可例如在风扇外径的约0.5%至约0.95%的范围内。

[0009] 最小径向厚度可为约0.50%、0.55%、0.60%、0.65%、0.70%、0.75%、0.80%、0.85%、0.90%、0.95%、1.00%、1.05%、1.10%或在由前述值中的两个限定的任何范围内。

[0010] 绝对最小径向厚度可不大于35mm。这可防止毂部的过大重量影响引擎的整体效率。最小径向厚度可例如在约15mm至约30mm的范围内。最小径向厚度可为约15mm、约16mm、约17mm、约18mm、约19mm、约20mm、约21mm、约22mm、约23mm、约24mm、约25mm、约26mm、约27mm、约28mm、约29mm、约30mm、约31mm、约32mm、约33mm、约34mm、约35mm或在由前述值中的任两个限定的范围内。

[0011] 风扇组件的外径可为约280cm或更大、或约330cm或更大。

[0012] 如果例如最小边缘厚度沿着风扇组件的旋转轴线变化,则沿着风扇组件的旋转轴线的最小边缘厚度的平均值可在风扇外径的约0.5%至约1.1%的范围内。

[0013] 在涡轮为第一涡轮的情况下,压缩机为第一压缩机,并且芯轴为第一芯轴,引擎核心机还可包括第二涡轮、第二压缩机和将第二涡轮连接到第二压缩机的第二芯轴,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。

[0014] 如本文其他地方所述,本公开可涉及气体涡轮引擎。此类气体涡轮引擎可包括引擎核心,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。

[0015] 本公开的布置结构可以特别有益于经由齿轮箱驱动的风扇。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,风扇以更低的速度旋转)。

[0016] 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。例如,齿轮传动比可大于2.5和/或小于5。以更具具体示例的方式,齿轮传动比可在3.2至5,或3.4至4.2的范围内。以另一个示例的方式,齿轮传动比可为大约或至少3、3.1、3.2、3.3、3.4、3.5、3.6、3.7、3.8、3.9、4、4.1或4.2,或在该句中的值中的任何两个之间。在一些布置结构中,该齿轮传动比可在这些范围之外。

[0017] 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,连接到芯轴的涡轮可以是第一涡轮,连接到芯轴的压缩机可以是第一压缩机,并且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。

[0018] 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。

[0019] 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。

[0020] 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。

[0021] 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。

[0022] 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。

[0023] 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(或直径)与尖端处的风扇叶片的半径(或直径)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、0.25、0.23、0.22、0.21或0.20。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。

[0024] 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(可能简单为风扇半径的两倍)可大于(或大约为)以下中的任何一者:220cm(约85英寸)、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)。

[0025] 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。

[0026] 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13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)。

[0027] 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)以下中的任何一者:10、10.5、11、11.5、12、12.5、13、13.5、14、14.5、15、15.5、16、16.5、17、17.5、19、18.5、19、19.5或20。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。

[0028] 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)。

[0029] 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。

[0030] 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/或受权利要求书保护的气体涡轮可产生至少为(或大约为)以下中的任何一者的最大推力: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℃(环境压力101.3kPa,温度30℃)、引擎静止时的最大净推力。

[0031] 在使用中,高压涡轮的入口处的流的温度可能特别高。该温度,可被称为TET,可在燃烧器的出口处测量,例如紧接在可被称为喷嘴导向叶片的第一涡轮叶片的上游。在巡航时,该TET可至少为(或大约为)以下中的任何一者:1400K、1450K、1500K、1550K、1600K或1650K。巡航时的TET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)。引擎在使用时的最大TET可以是,例如,至少为(或大约为)以下中的任何一者:1700K、1750K、1800K、1850K、1900K、1950K或2000K。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)。可以例如在高推力条件下发生最大TET,例如在最大起飞(MTO)条件下发生最大TET。

[0032] 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、冰或其他材料的)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)。

[0033] 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。此类布置结构可被称为整体叶盘或整体叶环。可使用任何合适的方法来制造此类整体叶盘或

整体叶环。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。

[0034] 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。

[0035] 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。

[0036] 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。

[0037] 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。

[0038] 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。

[0039] 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。

[0040] 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。

[0041] 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。

[0042] 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/或受权利要求书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。因此,根据该方面的巡航条件对应于飞行器的中间巡航,如本文其他部分所定义的。

[0043] 根据一个方面,提供了一种操作如本文所述和/或受权利要求书保护的气体涡轮引擎的方法。该操作可在如本文其他部分所定义的巡航条件(例如,就推力、大气条件和马赫数而言)下进行。

[0044] 根据一个方面,提供了一种操作包括如本文所述和/或受权利要求书保护的气体涡轮引擎的飞行器的方法。根据该方面的操作可包括(或可以是)在飞行器的中间巡航处的操作,如本文其他部分所定义的。

[0045] 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参数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参数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参数组合。

附图说明

[0046] 现在将参考附图仅以举例的方式来描述实施方案,其中:

[0047] 图1是气体涡轮引擎的截面侧视图;

[0048] 图2是气体涡轮引擎的上游部分的特写截面侧视图;

[0049] 图3是用于气体涡轮引擎的齿轮箱的局部剖视图;

[0050] 图4是用于涡扇引擎的示例性风扇组件的示意性前正视图;

[0051] 图5为图4的风扇组件的示例性毂部的局部剖面图;并且

[0052] 图6是图5的毂部的一部分的示意性剖视图。

具体实施方式

[0053] 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以轴流式串联包括低压压缩机14、高压压缩机15、燃烧设备16、高压涡轮17、低压涡轮19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。涡扇引擎10因此一般可称为齿轮传动涡扇引擎。

[0054] 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。

[0055] 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。

[0056] 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/或通过在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。

[0057] 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。

[0058] 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。

[0059] 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。

[0060] 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。

[0061] 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)。

[0062] 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。以另外示例的方式, 图1中所示的气体涡轮引擎具有分流喷嘴20、22, 这意味着穿过旁路管道22的流具有自己的喷嘴, 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扇引擎,但是本公开可应用于例如任何类型的风扇驱动的引擎,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。在一些布置结构中,引擎10可不包括齿轮箱30。在其它布置结构中,风扇可由电动马达驱动,而不是由气体涡轮驱动。

[0063] 本公开可应用的其它涡扇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。以另外示例的方式,图1中所示的涡扇引擎10具有分流喷嘴20、22,这意味着穿过旁路管道22的流具有自己的喷嘴,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。

[0064] 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(与旋转轴线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。

[0065] 图4是用于图1和图2所示类型的示例性引擎10的风扇组件23的示意性前视图。风扇组件23包括围绕中心风扇盘或毂部42布置并附接到该中心风扇盘或毂部的多个风扇叶片41,风扇组件23绕中心轴线43旋转。例示的示例中的风扇组件23包括26个风扇叶片,但在其它示例中,风扇组件可包括更多或更少的风扇叶片,如上所述。第一圆44可由毂部42的外径 D_h 限定。第二圆45可由风扇叶片41的尖端扫出的路径限定,该路径限定风扇23的外径 D_f 。毂部与尖端比率 R_{ht} 可被定义为毂部42的外径 D_h 与风扇叶片41在风扇叶片尖端处的外径 D_f 之间的比率,即 $R_{ht}=D_h/D_f$ 。

[0066] 在示例性实施方案中,风扇外径 D_f 可为220cm或更大、280cm或更大、330cm或更大、350cm或更大、或一般介于约220cm和400cm之间。

[0067] 图5是图4所示类型的风扇组件23的示例性风扇盘或毂部42的局部剖面图。通过将风扇叶片的根部定位在具有对应互锁形状的风扇根部狭槽或插口51内,形成与风扇根部的燕尾榫接合,将每个风扇叶片(图5中未示出)连接到毂部42。狭槽51中的每个狭槽围绕毂部42的边缘52定位。边缘52具有最小径向厚度 t_{min} 53,该最小径向厚度被定义为狭槽51的底部与毂部42内的内部腔54之间的最小径向距离。毂部42联接到在毂部42的下游端55处引擎10的齿轮箱30(图3)的输出。与齿轮箱30的连接可例如利用与由齿轮箱的输出驱动的轴的花键连接来进行。将毂部42连接到齿轮箱的其它方式也是可能的。在图5所示的示例中,下游端55具有锥形中空部分的形式。一系列成对的环形填料固定件56围绕毂部42的外周分布,每对56轴向间隔开并且被构造成在组装好的引擎10中的一对相邻风扇叶片之间保持环形填料(未示出)。毂部外径由环形填料的外表面限定,环形填料与风扇根部的外表面齐平。

[0068] 现有风扇组件毂部的最小边缘厚度通常介于约10mm和15mm之间,并且在毂部的轴向上标称恒定。对于较大的风扇组件,例如具有大于约220cm的外径 D_f 的那些,已发现使用具有在该范围内的边缘厚度的毂部可导致毂部振动,尤其是在低速引擎运行期间振动。这已被确定为主要归因于风扇叶片的相对高质量。对于大于约220cm的风扇直径,已发现,通过确保毂部42的最小边缘厚度 t_{min} 至少在一定程度上与毂部42所属的风扇模块的风扇直径

成比例,可减小或消除低速引擎运行期间的这种振动。

[0069] 风扇盘42的边缘厚度D可例如介于风扇组件23的风扇直径 D_f 的0.5%和1.1%之间。如果风扇组件23具有229cm的风扇外径 D_f ,则毂部42的最小边缘厚度 $t_{\min}$ 将在约11.4mm至约25.1mm的范围内。在这种情况下,可应用15mm的附加最小下限以避免振动。如果风扇模块23具有356cm的风扇直径,则毂部42的最小边缘厚度 $t_{\min}$ 将在约17.8mm至约39.1mm的范围内,但在一些情况下,可能不需要具有大于约35mm的边缘厚度。因此,总的来说,毂部的最小边缘厚度可介于风扇外径的约0.5%和1.1%之间,可选地具有约35mm的上限并且还可选地具有15mm的下限。

[0070] 为了向毂部42提供附加刚度,但不过度增加毂部42的质量(以保持节约燃料),最小边缘厚度优选在风扇外径的约0.5%至0.95%的范围内。

[0071] 在许多情况下,已知风扇模块中的风扇盘振动是沿着风扇盘的轴向位置的函数,即,在某些轴向位置,引擎运行期间风扇盘的振动要比在其它轴向位置大。通过使边缘厚度随着轴向位置而改变,可以减少或消除振动明显的轴向位置处的振动,例如通过这些轴向位置使用相对高的边缘厚度并且在其它位置使用相对低的边缘厚度(例如10mm至15mm)。在此类示例中,沿毂部42的轴向长度的平均边缘厚度因此可在风扇外径的0.5%至1.1%的

范围内。平均边缘厚度例如可为 $(1/l) \int_0^l t(z) dz$,其中 l 是风扇盘的轴向长度, $t(z)$ 是在轴向位置 z 的边缘厚度,不包括任何支撑肋,诸如图5中所示的肋57。可使用确定平均边缘厚度的其它测量。

[0072] 图6示出了与常规毂部相比,图5的毂部51的围绕用于保持风扇根部的狭槽42中的一个的一部分的示意性剖视图。由虚线指示的常规毂部61具有边缘62,该边缘具有比由实线指示的示例性毂部42的最小径向厚度 $t_{\min}$ 小的最小径向厚度63。

[0073] 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。

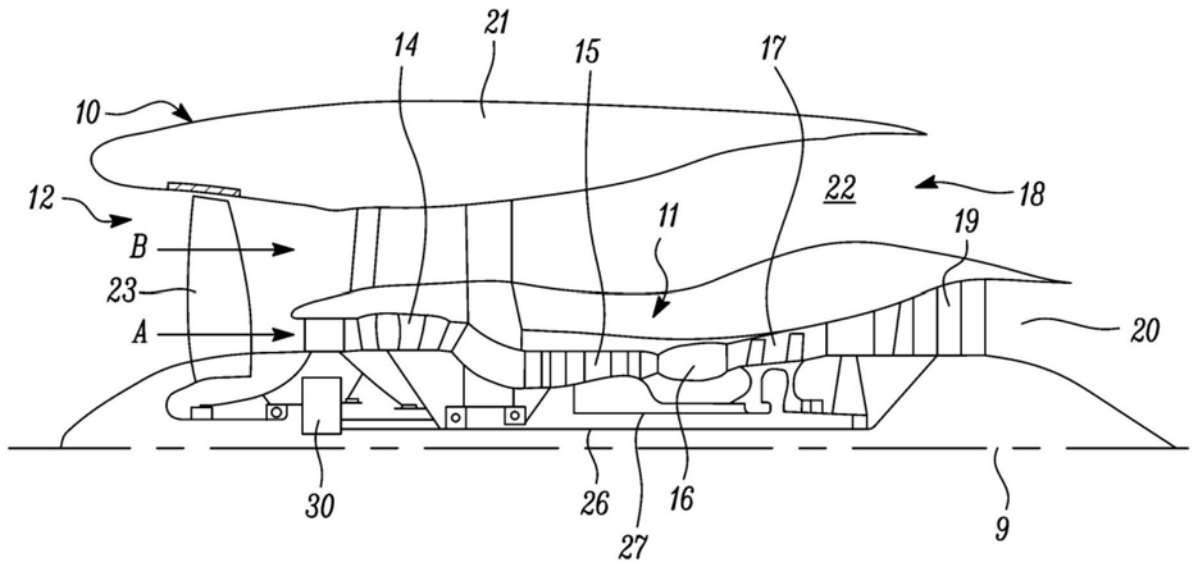


图1

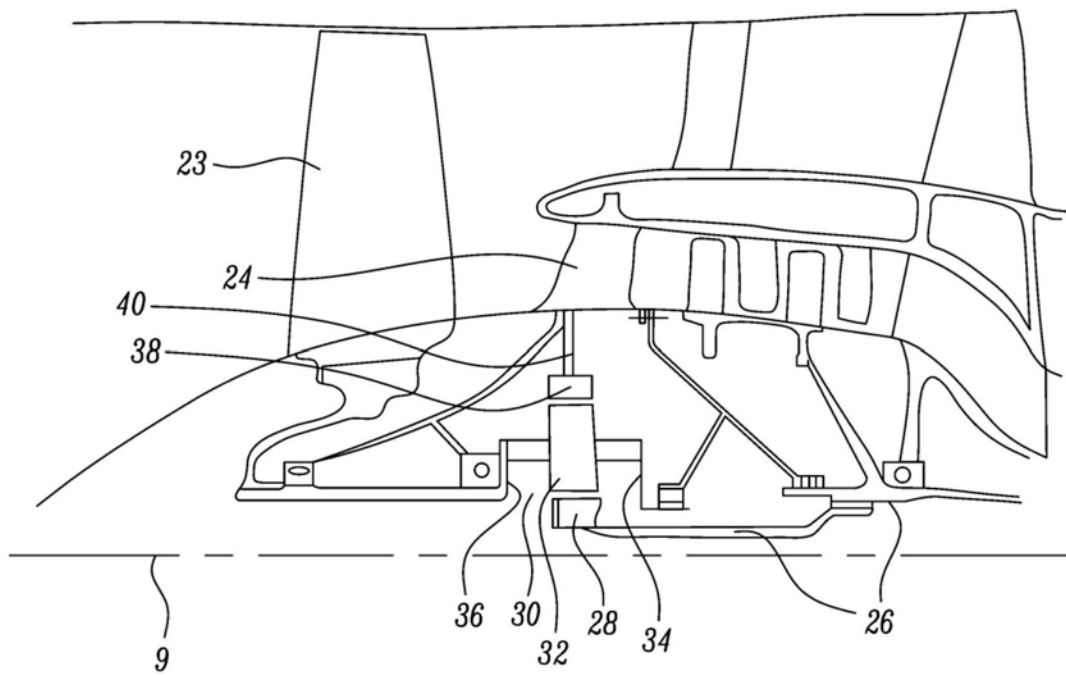


图2

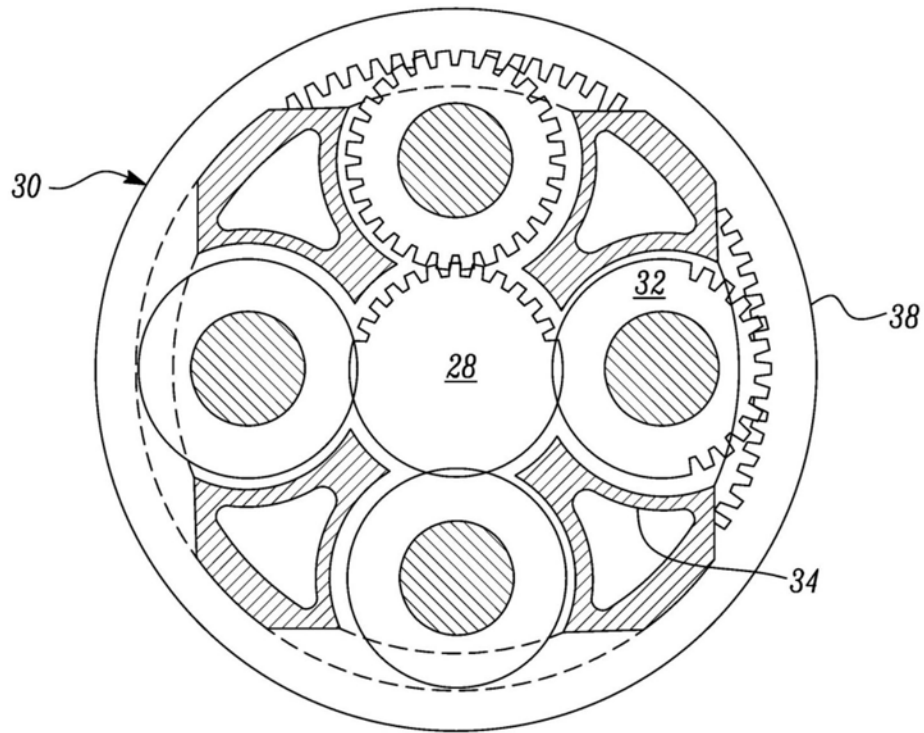


图3

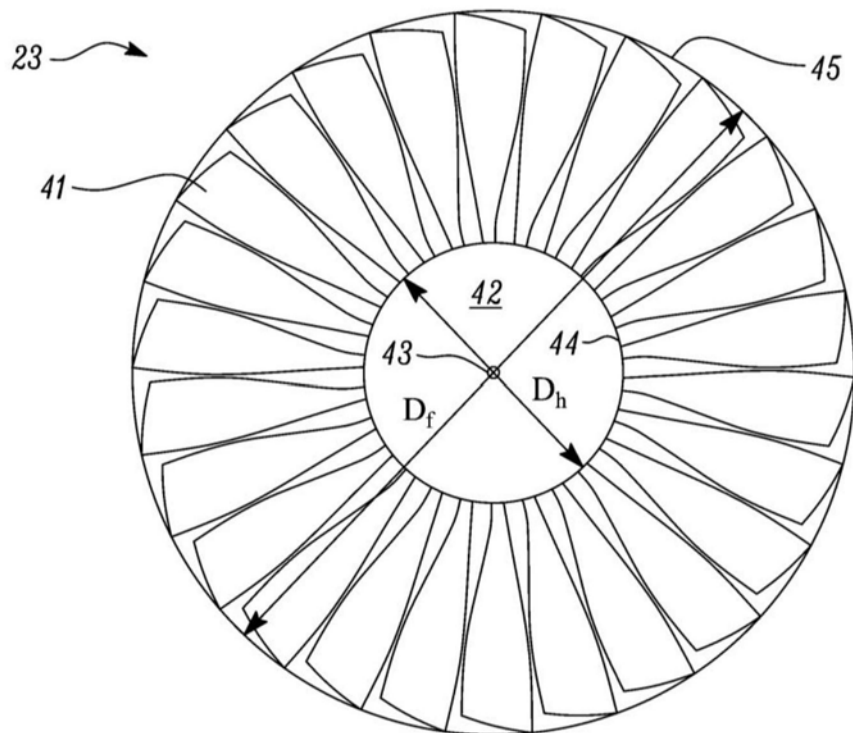


图4

