



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106715834 B

(45)授权公告日 2019.01.08

(21)申请号 201480082009.X

(22)申请日 2014.09.18

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 106715834 A

(43)申请公布日 2017.05.24

(85)PCT国际申请进入国家阶段日
2017.03.17

(86)PCT国际申请的申请数据
PCT/US2014/056188 2014.09.18

(87)PCT国际申请的公布数据
W02016/043742 EN 2016.03.24

(73)专利权人 西门子公司
地址 德国慕尼黑

(72)发明人 李经邦 J.Y.昂 G.L.希利尔

W.J.麦克唐纳 E.约翰逊
A.维伍德 E.施勒德 濮正翔

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001
代理人 周春梅 傅永霄

(51)Int.Cl.
F01D 5/18(2006.01)

(56)对比文件
DE 102014100085 A1,2014.07.10,
US 6431832 B1,2002.08.13,
GB 2395232 A,2004.05.19,
US 2010/0139903 A1,2010.06.10,

审查员 姚放

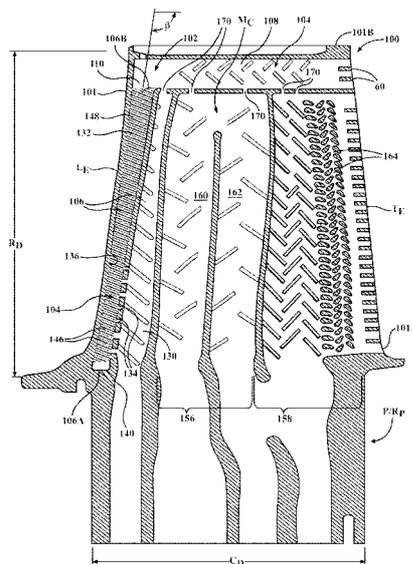
权利要求书3页 说明书7页 附图7页

(54)发明名称

燃气涡轮发动机中的翼型及用于形成这种翼型的芯部结构

(57)摘要

芯部结构(10)包括第一芯部元件(16),第一芯部元件(16)包括前缘区段(30)、顶端区段(32)和连接前缘区段(30)和顶端区段(32)的转弯区段(34)。第一芯部元件(16)适于在燃气涡轮发动机翼型(100)中被用于形成前缘冷却回路(102)。前缘冷却回路(102)包括冷却流体通路(104),冷却流体通路(104)具有由第一芯部元件前缘区段(30)形成的前缘部分(106),由第一芯部元件顶端区段(32)形成的顶端部分(108)以及由第一芯部元件转弯区段(34)形成的转弯部分(110)。冷却流体通路(104)的前缘部分(106)、顶端部分(108)和转弯部分(110)中的每一个在翼型(100)中由第一芯部元件同时地形成。



1. 一种用于形成燃气涡轮发动机翼型中的冷却构造的芯部结构,包括:

第一芯部元件,所述第一芯部元件包括前缘区段,与所述前缘区段构成整体的顶端区段,以及与所述前缘区段和顶端区段构成整体并且连接所述前缘区段和顶端区段的转弯区段,所述第一芯部元件适于被用于形成燃气涡轮发动机翼型中的前缘冷却回路,所述前缘冷却回路包括冷却流体通路,所述冷却流体通路包括:

由所述第一芯部元件前缘区段形成的前缘部分,所述前缘部分邻近于所述翼型的前缘而径向地延伸通过所述翼型;

由所述第一芯部元件顶端区段形成的顶端部分,所述顶端部分在翼弦方向上从邻近于所述翼型的所述前缘的位置延伸至邻近于所述翼型的后缘的位置;以及

由所述第一芯部元件转弯区段形成的转弯部分,所述转弯部分有助于所述冷却通路的所述前缘部分和所述顶端部分之间的流体连通;

其中,所述冷却流体通路的所述前缘部分、所述顶端部分和所述转弯部分中的每一个适于在所述翼型中由所述第一芯部元件同时地形成,其中,所述第一芯部元件的所述前缘区段包括相对于所述前缘区段的径向轴线周向且径向地延伸的多个螺旋形脊部,所述脊部形成对应的螺旋形沟槽,所述螺旋形沟槽延伸至限定所述冷却通路的所述前缘部分的外边界的所述翼型的表面中,其中,所述沟槽实现了径向地向外流动通过所述冷却通路的所述前缘部分的冷却流体的螺旋形流动模式。

2. 根据权利要求1所述的芯部结构,其中,所述第一芯部元件的所述转弯区段形成所述冷却流体通路的所述转弯部分,使得在所述前缘部分和所述顶端部分之间的角度在90度至130度的范围内。

3. 根据权利要求1所述的芯部结构,进一步包括与所述第一芯部元件构成整体的第二芯部元件,所述第二芯部元件包括中翼弦区段,所述中翼弦区段被用于在所述翼型中与形成所述前缘冷却回路的所述第一芯部元件同时地形成中翼弦冷却回路。

4. 根据权利要求3所述的芯部结构,其中,所述中翼弦区段包括至少两个径向中翼弦元件,所述至少两个径向中翼弦元件形成所述中翼弦冷却回路的对应的中翼弦通路,所述中翼弦通路大体上径向地延伸通过所述翼型的中翼弦部分。

5. 根据权利要求3所述的芯部结构,其中,所述第二芯部元件进一步包括与所述中翼弦区段构成整体的后缘区段,所述后缘区段被用于在所述翼型中与形成所述中翼弦冷却回路的所述中翼弦区段同时地形成后缘冷却回路。

6. 根据权利要求1所述的芯部结构,其中,所述第一芯部元件的所述前缘区段包括第一和第二径向前缘元件,所述第一和第二径向前缘元件形成所述前缘冷却回路的对应的第一和第二前缘通路。

7. 根据权利要求6所述的芯部结构,进一步包括在所述第一和第二径向前缘元件之间延伸的多个过渡元件,所述多个过渡元件被用于在所述翼型中形成多个过渡通路,所述多个过渡通路提供从所述第一前缘通路到所述第二前缘通路的流体连通,其中,从所述第一前缘通路通过所述过渡通路进入所述第二前缘通路的冷却流体冲击在限定所述第二前缘通路的外边界的所述翼型的表面上,从而提供所述表面的冲击冷却。

8. 根据权利要求7所述的芯部结构,其中,所述过渡元件被定位成更靠近于所述第二径向前缘元件的第一侧部和第二侧部之一,使得所述过渡通路被定位成相比于所述翼型的压

力侧和吸入侧中的一侧而更靠近于另一侧。

9. 根据权利要求1所述的芯部结构,进一步包括延伸至与所述转弯区段相反的所述第一芯部元件的所述前缘区段的端部的入口元件,所述入口元件被设置成与所述前缘区段相关,使得形成在所得到的翼型中的入口通路以相对于所述前缘部分的径向轴线成25度和65度之间的角度将冷却流体引入至所述冷却通路的所述前缘部分中。

10. 一种在燃气涡轮发动机中的翼型,包括:

外壁,所述外壁包括前缘、后缘、压力侧、吸入侧、径向内端和径向外端,其中,翼弦方向被限定在所述前缘和后缘之间;

前缘冷却回路,所述前缘冷却回路被限定在所述外壁中,所述前缘冷却回路接收冷却流体以用于使所述外壁冷却并且包括:

冷却流体通路,包括:

前缘部分,所述前缘部分邻近于所述前缘而径向地延伸通过所述翼型;

顶端部分,所述顶端部分在翼弦方向上从邻近于所述前缘的位置延伸至邻近于所述后缘的位置;以及

转弯部分,所述转弯部分有助于所述前缘部分和所述顶端部分之间的流体连通;

其中,所述冷却流体通路的所述前缘部分包括多个流动引导结构,所述多个流动引导结构实现了径向地向外流动通过所述前缘部分的冷却流体的螺旋形流动模式。

11. 根据权利要求10所述的翼型,其中,所述冷却通路的每个部分利用芯部结构的第一芯部元件而与其它部分同时地形成。

12. 根据权利要求11所述的翼型,进一步包括:

中翼弦冷却回路,所述中翼弦冷却回路由与所述第一芯部元件构成整体的所述芯部结构的中翼弦区段形成,所述中翼弦冷却回路利用形成所述前缘冷却回路的所述第一芯部元件而被同时地形成;以及

后缘冷却回路,所述后缘冷却回路由与所述中翼弦区段构成整体的所述芯部结构的后缘区段形成,所述后缘冷却回路利用形成所述前缘冷却回路的所述芯部结构而被同时地形成。

13. 根据权利要求10所述的翼型,其中,所述冷却流体通路的所述前缘部分包括大体上径向延伸通过所述翼型的第一和第二前缘通路。

14. 根据权利要求13所述的翼型,进一步包括提供从所述第一前缘通路到所述第二前缘通路的流体连通的多个过渡通路,其中,从所述第一前缘通路通过所述过渡通路进入所述第二前缘通路的冷却流体冲击在限定所述第一前缘通路的外边界的所述翼型的表面上,从而提供所述表面的冲击冷却。

15. 根据权利要求14所述的翼型,其中,所述过渡通路被定位成相比于所述翼型的所述压力侧和吸入侧中的一侧而更靠近于另一侧。

16. 根据权利要求10所述的翼型,其中,

所述流动引导结构包括延伸至限定所述前缘部分的外边界的所述翼型的表面中的沟槽,所述沟槽相对于所述前缘部分的径向轴线周向且径向地延伸;以及

所述沟槽在限定所述前缘部分的所述外边界的所述翼型的表面周围从所述前缘部分的内端延伸到所述前缘部分的外端。

17. 根据权利要求10所述的翼型,进一步包括入口通路,所述入口通路以相对于所述前缘部分的径向轴线成25度至65度之间的角度将冷却流体引入至所述冷却通路的所述前缘部分的内端中。

18. 一种在燃气涡轮发动机中的翼型,包括:

外壁,所述外壁包括前缘、后缘、压力侧、吸入侧、径向内端和径向外端,其中,翼弦方向被限定在所述前缘和后缘之间;

前缘冷却回路,所述前缘冷却回路被限定在所述外壁中,所述前缘冷却回路接收冷却流体以用于使所述外壁冷却并且包括:

冷却流体通路,包括:

前缘部分,所述前缘部分邻近于所述前缘而径向地延伸通过所述翼型,所述前缘部分包括大体上径向延伸通过所述翼型的第一和第二前缘通路;

顶端部分,所述顶端部分在翼弦方向上从邻近于所述前缘的位置延伸至邻近于所述后缘的位置;

转弯部分,所述转弯部分有助于所述前缘部分的所述第二前缘通路和所述顶端部分之间的流体连通;以及

多个过渡通路,所述多个过渡通路提供从所述第一前缘通路到所述第二前缘通路的流体连通,其中,从所述第一前缘通路通过所述过渡通路进入所述第二前缘通路的冷却流体冲击在限定所述第二前缘通路的外边界的所述翼型的表面上,从而提供所述表面的冲击冷却,其中,所述第二前缘通路包括多个沟槽,所述多个沟槽延伸至限定所述第二前缘通路的所述外边界的所述翼型的表面中,所述沟槽相对于所述前缘部分的径向轴线周向且径向地延伸,以便实现径向地向外流动通过所述第二前缘通路的冷却流体的螺旋形流动模式。

燃气涡轮发动机中的翼型及用于形成这种翼型的芯部结构

技术领域

[0001] 本发明涉及用在涡轮发动机的翼型中的冷却系统,并且更具体地涉及整体式前缘和顶端冷却流体通路以及用于形成该整体式前缘和顶端冷却流体通路的芯部。

背景技术

[0002] 在燃气涡轮发动机中,从压缩机区段中排出的压缩空气以及从燃料源引入的燃料被混合在一起并且在燃烧区段中燃烧,从而形成限定高温工作气体的燃烧产物。工作气体被引导通过发动机的涡轮区段中的热气体路径,其中,工作气体膨胀以便提供涡轮转子的旋转。涡轮转子可以连接到发电机,其中,涡轮转子的旋转能够被用于在发电机中发电。

[0003] 鉴于在现代发动机中所实施的高压力比和高发动机点火温度,涡轮区段内的诸如翼型组件的一些部件(例如,静止的静叶和旋转的叶片)必须用冷却流体(诸如,从压缩机区段中的压缩机中排出的空气)加以冷却,以便防止这些部件的过热。

发明内容

[0004] 根据本发明的第一方面,一种用于在燃气涡轮发动机翼型中形成冷却构造的芯部结构被提供。该芯部结构(在本文中也称为芯部)包括第一芯部元件,该第一芯部元件包括前缘区段,与前缘区段构成整体的顶端区段,以及与前缘区段和顶端区段构成整体并且连接该前缘区段和顶端区段的转弯区段。第一芯部元件适于被用于在燃气涡轮发动机翼型中形成前缘冷却回路。该前缘冷却回路包括冷却流体通路,该冷却流体通路包括由第一芯部元件前缘区段形成的前缘部分,由第一芯部元件顶端区段形成的顶端部分,以及由第一芯部元件转弯区段形成的转弯部分。前缘部分邻近于翼型的前缘而径向地延伸通过该翼型,顶端部分在翼弦方向上(chordally)从邻近于翼型的前缘的位置延伸至邻近于翼型的后缘的位置,并且转弯区段有助于前缘部分和顶端部分之间的流体连通。冷却流体通路的前缘部分、顶端部分和转弯部分中的每一个适于在翼型中由第一芯部元件同时地形成。

[0005] 第一芯部元件的前缘区段可以包括相对于该前缘区段的径向轴线周向且径向地延伸的多个螺旋形脊部,这些脊部形成对应的螺旋形沟槽,这些沟槽延伸至限定冷却通路的前缘部分的外边界的翼型的表面中,其中,这些沟槽实现径向向外流动通过冷却通路的前缘部分的冷却流体的螺旋形流动模式。

[0006] 第一芯部元件的转弯区段可以形成冷却流体通路的转弯部分,使得在前缘部分和顶端部分之间的角度在90度至130度的范围内。

[0007] 芯部结构可以进一步包括与第一芯部元件构成整体的第二芯部元件;该第二芯部元件包括中翼弦(mid-chord)区段,该中翼弦区段被用于在该翼型中与形成前缘冷却回路的第一芯部元件同时地形成中翼弦冷却回路。中翼弦区段可以包括形成中翼弦冷却回路的对应的中翼弦通路的至少两个径向中翼弦元件,该中翼弦通路大体上径向延伸通过该翼型的中翼弦部分。第二芯部元件可以进一步包括与中翼弦区段构成整体的后缘区段,该后缘区段被用于在翼型中与形成中翼弦冷却回路的中翼弦区段同时地形成后缘冷却回路。

[0008] 第一芯部元件的前缘区段可以包括第一和第二径向前缘元件,该第一和第二径向前缘元件形成前缘冷却回路的对应的第一和第二前缘通路。芯部结构可以进一步包括在第一和第二径向前缘元件之间延伸的多个过渡元件,其中,该过渡元件被用于在翼型中形成多个过渡通路,该过渡通路提供从第一前缘通路到第二前缘通路的流体连通,以及其中,从第一前缘通路通过过渡通路进入第二前缘通路的冷却流体冲击在限定第二前缘通路的外边界的翼型的表面上,以便提供该表面的冲击冷却。过渡元件可以被定为成更靠近于第二径向前缘元件的第一侧部和第二侧部之一,使得过渡通路被定位成相比于翼型的压力侧和吸入侧中的一侧而更靠近于另一侧。

[0009] 芯部结构可以进一步包括延伸至与转弯区段相反的第一芯部元件的前缘区段的端部的入口元件,该入口元件被设置成与前缘区段相关,使得形成在所得到的翼型中的入口通路以相对于前缘部分的径向轴线成25度和65度之间的角度将冷却流体引入冷却通路的前缘部分中。

[0010] 根据本发明的第二方面,一种翼型被提供在燃气涡轮发动机中。该翼型包括外壁,该外壁包括前缘、后缘、压力侧、吸入侧、径向内端和径向外端,其中,翼弦方向被限定在前缘和后缘之间。翼型进一步包括被限定在外壁中的前缘冷却回路,该前缘冷却回路接收冷却流体以用于使外壁冷却并且包括冷却流体通路;该冷却流体通路包括:邻近于前缘而径向延伸通过翼型的前缘部分,在翼弦方向上从邻近于前缘的位置延伸至邻近于后缘的位置的顶端部分,以及有助于前缘部分和顶端部分之间的流体连通的转弯部分。冷却流体通路的前缘部分包括多个流动引导结构,该流动引导结构实现了径向向外流动通过该前缘部分的冷却流体的螺旋形流动模式。

[0011] 冷却通路的每个部分(即,前缘部分、顶端部分和转弯部分)可以利用芯部结构的第一芯部元件而被同时地形成。

[0012] 翼型可以进一步包括:由与第一芯部元件构成整体的芯部结构的中翼弦区段形成的中翼弦冷却回路,该中翼弦冷却回路利用形成前缘冷却回路的第一芯部元件而被同时地形成;以及由与中翼弦区段构成整体的芯部结构的后缘区段形成的后缘冷却回路,该后缘冷却回路利用形成前缘冷却回路的芯部结构而被同时地形成。

[0013] 冷却流体通路的前缘部分可以包括大体上径向延伸通过翼型的第一和第二前缘通路,并且翼型可以进一步包括提供从第一前缘通路到第二前缘通路的流体连通的多个过渡通路,其中,从第一前缘通路通过过渡通路进入第二前缘通路的冷却流体冲击在限定第一前缘通路的外边界的翼型的表面上,以便提供该表面的冲击冷却。过渡通路可以被定位成相比于翼型的压力侧和吸入侧中的一侧而更靠近于另一侧。

[0014] 流动引导结构可以包括延伸至限定前缘部分的外边界的翼型的表面中的沟槽,该沟槽相对于前缘部分的径向轴线周向且径向地延伸。该沟槽可以在限定前缘部分的外边界的翼型的表面周围从该前缘部分的内端延伸至该前缘部分的外端。

[0015] 翼型可以进一步包括入口通路,该入口通路以相对于前缘部分的径向轴线成25度至65度之间的角度将冷却流体引入至冷却通路的前缘部分的内端中。

[0016] 根据本发明的第三方面,一种翼型被提供在燃气涡轮发动机中。该翼型包括外壁,该外壁包括前缘、后缘、压力侧、吸入侧、径向内端和径向外端,其中,翼弦方向被限定在前缘和后缘之间。该翼型进一步包括被限定在外壁中的前缘冷却回路,该前缘冷却回路接收

冷却流体以用于使外壁冷却并且包括冷却流体通路,该冷却流体通路包括:邻近于前缘而径向延伸通过翼型的前缘部分,该前缘部分包括大体上径向延伸通过翼型的第一和第二前缘通路;在翼弦方向上从邻近于前缘的位置延伸至邻近于后缘的位置的顶端部分;有助于第二前缘通路的前缘部分和顶端部分之间的流体连通的转弯部分;以及提供从第一前缘通路到第二前缘通路的流体连通的多个过渡通路。从第一前缘通路通过过渡通路进入第二前缘通路的冷却流体冲击在限定第二前缘通路的外边界的翼型的表面上,以便提供该表面的冲击冷却。

[0017] 第二前缘通路可以包括延伸至限定第二前缘通路的外边界的翼型的表面中的多个沟槽,该沟槽相对于前缘部分的径向轴线周向且径向地延伸,以便实现了径向向外流动通过第二前缘通路的冷却流体的螺旋形流动模式。

附图说明

[0018] 虽然本说明书以特别地指出并且明确地要求保护本发明的权利要求为结束,但是相信通过结合附图的下列描述将更好地理解本发明,在附图中,相同的附图标记表示相同的元件,以及其中:

[0019] 图1是根据本发明的实施例的芯部的侧截面视图,该芯部用于形成燃气涡轮发动机的翼型组件;

[0020] 图2是图1的芯部的左下部的放大视图;

[0021] 图3和图4是从图2中所示的芯部的左下部的不同角度获取的放大透视图;

[0022] 图5是根据本发明的实施例的使用图1的芯部形成的翼型组件的侧截面视图;

[0023] 图6是图5的翼型组件的左下部的放大视图;

[0024] 图7是在翼型的左部处沿径向向内的方向看到的横截面视图,其对应于图5中所示的翼型组件的前缘。

具体实施方式

[0025] 在优选实施例的下列详细描述中,对构成本发明的一部分的附图进行参考,并且其中通过说明而不是限制的方式示出了具体的优选实施例,本发明可以以该具体的优选实施例来实施。应当理解的是,可以使用其他实施例并且在不脱离本发明的精神和范围的情况下可以做出改变。

[0026] 现在参照图1-图4,根据本发明的一方面的用于形成翼型组件100(在图5-图7中示出)中的冷却构造的芯部10被示出,该芯部10在本文中也被称为芯部结构,该翼型组件100在本文中也被称为燃气涡轮发动机翼型。在图示的实施例中,芯部10被用于形成燃气涡轮发动机(未图示)中的叶片组件,尽管应理解的是本文中公开的概念可以用于静止的静叶组件的形成。

[0027] 参照图5和图7,翼型组件100包括外壁101,该外壁101包括前缘 L_E 、后缘 T_E 、压力侧 P_s 、吸入侧 S_s 、径向内端101 A和径向外端101 B,其中,翼弦方向 C_D 被限定在前缘 L_E 和后缘 T_E 之间,并且径向方向 R_D 被限定在内端101A和外端101B之间。

[0028] 如对于本领域技术人员而言将明显的,燃气涡轮发动机包括压缩机区段、燃烧器区段和涡轮区段。压缩机区段包括压缩环境空气的压缩机,该压缩空气的至少一部分被输

送至燃烧器区段。燃烧器区段包括一个或多个燃烧器,该燃烧器将来自压缩机区段的压缩空气与燃料混合并且点燃该混合物从而形成限定高温工作气体的燃烧产物。工作气体行进到涡轮区段,在涡轮区段处工作气体经过一个或多个涡轮级,每一个涡轮级包括一排静止的静叶和一排旋转的叶片。当工作气体经过涡轮区段时,涡轮区段中的静叶和叶片暴露于工作气体。

[0029] 再参照图1,芯部10包括翼型区段12和平台/根部区段14。芯部10的翼型区段12包括第一芯部元件16和第二芯部元件22,第一芯部元件16朝向前缘18并且朝向芯部10的顶端20定位,第二芯部元件22朝向后缘24并且在芯部10的中翼弦区域26处定位。芯部10的平台/根部区段14可以具有任意合适的构造,并且被提供用于形成翼型组件100的平台/根部部分P/R_P。

[0030] 第一芯部元件16包括前缘区段30(在本文中也被称为第一芯部元件前缘区段),与前缘区段30构成整体的顶端区段32(在本文中也被称为第一芯部元件顶端区段)以及与前缘区段30和顶端区段32构成整体的转弯区段34(在本文中也被称为第一芯部元件转弯区段)。转弯区段34形成在前缘区段30和顶端区段32之间的接合点36处,并且连接前缘区段30和顶端区段32。

[0031] 根据本发明的一方面,参照图1和图5,第一芯部元件16被用于形成翼型组件100中的前缘冷却回路102。参照图5,前缘冷却回路102包括冷却流体通路104,该冷却流体通路包括:由第一芯部元件前缘区段30形成的前缘部分106;由第一芯部元件顶端区段32形成的顶端部分108;以及由第一芯部元件转弯区段34形成的转弯部分110,其中,转弯部分110实现了前缘部分106和顶端部分108之间的流体连通。

[0032] 如在图5中所示,冷却流体通路104的前缘部分106邻近于翼型组件100的前缘L_E而在径向方向R_D上延伸通过翼型组件100。如在图5中所示,顶端部分108在翼弦方向C_D上从邻近于翼型组件100的前缘L_E的位置延伸至邻近于翼型组件100的径向外端101B附近的翼型组件100的后缘T_E的位置。冷却流体通路104的转弯区段110优选地由第一芯部元件转弯区段34形成,使得在前缘部分106和顶端部分108之间的角度β在90度至130度的范围内,参见图5。根据本发明的一方面,冷却流体通路104的前缘部分106、顶端部分108和转弯部分110中的每一个在翼型组件100中由第一芯部元件16同时地形成。

[0033] 参照图1以及额外地参照图2-图7,第一芯部元件前缘区段30包括第一和第二径向前缘元件38、40,该第一和第二径向前缘元件形成前缘冷却回路102的对应的第一和第二前缘通路130、132,参见图5-图7。第一芯部元件前缘区段30进一步包括在第一径向前缘元件38和第二径向前缘元件40之间在翼弦方向上大体上延伸的多个过渡元件42。过渡元件42在翼型组件100中形成多个过渡通路134,其中,过渡通路134提供从第一前缘通路130到第二前缘通路132的流体连通。在操作期间,从第一前缘通路130通过过渡通路134进入第二前缘通路132的冷却流体冲击在限定第二前缘通路132的外边界的翼型组件100的表面136上,从而提供表面136的冲击冷却,参见图5-7。

[0034] 参照图3和图7,与第二径向前缘元件40的第二侧部40B相比,芯部10的过渡元件42被定位成离第二径向前缘元件40的第一侧部40A更远,即,过渡元件42被定位成相比于第二径向前缘元件40的第一侧部40A更靠近于第二侧部40B,使得所得到的过渡通路134被定位成相比于翼型组件100的压力侧P_s更靠近于吸入侧S_s。过渡通路134以这种方式的定位促进

冷却流体在操作期间通过第二前缘通路132的环形或螺旋形流动。要注意的是,通过形成相比于第二径向前缘元件40的第二侧部40B更靠近于第一侧部40A的芯部10的过渡元件42,可以产生相同的效果,其中,所得到的过渡通路134将被定位成相比于翼型组件100的吸入侧 S_s 更靠近于压力侧 P_s ,使得本发明的该方面也旨在包括过渡元件42和所得到的过渡通路134的这个替代位置。

[0035] 现在参照图2-图4、图6和图7,芯部10也可以包括延伸至第一芯部元件前缘区段30的内端52的入口元件50,其中,内端52与第一芯部元件转弯区段34相反。入口元件50优选地与前缘区段30相关地设置,使得形成在翼型组件100中的所得到的入口通路140以例如相对于前缘部分106的径向轴线 R_A 成25度和65度之间的角度将冷却流体引入至前缘部分106中,即,引入至冷却通路104的前缘部分106的第二前缘通路132中,参见图6。此外,如图7中所示,入口通路140也可以例如相对于翼弦方向 C_b 成约25度至65度之间的角度 Ω 而设置。入口通路140以这种方式的构造有助于促进冷却流体通过第二前缘通路132的环形或螺旋形流动。

[0036] 现在参照图1-图4,第一芯部元件前缘区段30,以及更特别地其第二径向前缘元件40,包括相对于前缘区段30的径向轴线 R_{AC} 周向且径向地延伸的多个螺旋形脊部56,参见图2。脊部56可以在第二径向前缘元件40的外表面40A周围连续地延伸,或者可以被分解成从表面40A向外延伸的各个部分56A,如图2-4中所示。脊部56形成对应的流动引导结构,在图5-图7中被图示为螺旋形沟槽146,螺旋形沟槽146延伸至翼型组件100的表面148中,该表面限定冷却通路104的前缘部分106的第二前缘通路132的外边界。沟槽146在翼型组件100的表面148周围从前缘部分106的内端106A延伸至前缘部分106的外端106B,参见图5。在操作期间,沟槽146实现了径向地向外流动通过冷却通路104的前缘部分106的冷却流体的连续的环形或螺旋形流动模式。

[0037] 再参照图1和图5,芯部10的转弯区段34和顶端区段32朝向芯部10的外端定位以便在该翼型组件100的外端101B处形成翼型组件100的顶端部分108和转弯部分110。芯部10的顶端区段32包括出口结构60,该出口结构在翼型组件100的顶端部分108中形成对应的冷却流体出口150,其中,冷却流体出口150被提供用于在操作期间从翼型组件100中排出冷却流体。

[0038] 仍然参照图1和图5,根据本发明的一方面的与第一芯部元件16构成整体的第二芯部元件22包括中翼弦区段66和后缘区段68。虽然第二芯部元件22的中翼弦区段66和后缘区段68可以具有任意合适的形状和构造,但是图1中示出的中翼弦区段66包括所设置的第一和第二径向中翼弦元件70、72,并且后缘区段68包括翼型形状的冷却结构74。

[0039] 第二芯部元件22的中翼弦区段66和后缘区段68被用于在翼型组件100中与第一芯部元件16同时地形成对应的中翼弦冷却回路156和后缘冷却回路158,第一芯部元件16形成前缘冷却回路102的每个部件,例如,冷却流体通路104的前缘部分106的第一和第二前缘通路130、132,以及冷却流体通路104的顶端部分108和转弯部分110。因此,不需要单独的芯部结构以用于在翼型组件100中形成前缘冷却回路102、中翼弦冷却回路156和后缘冷却回路158。

[0040] 如图5中所示,第二芯部元件22的第一和第二径向中翼弦元件70、72形成中翼弦冷却回路156的对应的中翼弦通路160、162,其中,中翼弦通路160、162以蛇形构造大体上径向

地延伸通过翼型组件100的中翼弦部分 M_c 。图5中还示出了由芯部10的翼型形状的冷却结构74形成在后缘冷却回路158中的翼型形状的冷却通路164。如上所述,图5中所示的中翼弦冷却回路156和后缘冷却回路158的部件是示例性的,并且本发明不旨在受图5中所示的中翼弦冷却回路和后缘冷却回路156、158的构造的限制。

[0041] 要注意的是,小孔170可以形成于翼型组件100中位于顶端部分108和前缘冷却回路、中翼弦冷却回路和后缘冷却回路102、156、158中的任一者或全部之间,参见图5。孔170可以是形成在芯部10中的对应的基座80的结果(参见图1),该基座80为芯部10提供结构完整性。虽然孔170可以在顶端部分108和前缘冷却回路、中翼弦冷却回路和后缘冷却回路102、156、158中的任一者或全部之间提供少量的冷却流体泄漏,但其不被认为是大量的冷却流体,并且不被认为是会显著地影响流动通过翼型组件100的冷却流体的冷却性能。

[0042] 要进一步指出的是,芯部10的部件可以包括常规的冷却增强结构,诸如,湍流结构(例如,分离条(trip strips)、隆起、凹陷等),这些结构在翼型组件中形成对应的冷却结构,用以增强在操作期间由流动通过翼型组件的冷却流体所实现的冷却。

[0043] 如上所述,冷却流体通路104的前缘部分106、顶端部分108和转弯部分110中的每一个在翼型组件100中由芯部10的第一芯部元件16同时地形成,其中,与此同时也形成中翼弦冷却回路和后缘冷却回路156、158。与此同时,可以额外地形成翼型组件100的平台/根部部分 P/R_P 。在单个形成工艺期间(诸如,在铸造工艺期间)用共同的芯部10形成翼型组件100的这些部件相比于现有技术方法被认为是有利的,在现有技术方法中,翼型组件的单独部件由单独的芯部形成并且在单独的步骤期间形成。

[0044] 在操作期间,翼型组件100的前缘冷却回路102的冷却流体通路104的前缘部分106接收冷却流体,诸如,来自翼型组件100的平台/根部部分 P/R_P 的压缩机排出空气,参见图5。当冷却流体径向地向外流动通过第一前缘通路130时,该冷却流体向翼型组件100提供对流冷却。

[0045] 流动通过第一前缘通路130的冷却流体的部分通过入口通路140并且通过过渡通路134进入第二前缘通路132。如上所述,入口通路140和过渡通路134优选地被形成以便促进通过第二前缘通路132的冷却流体的环形或螺旋形流动,其中,沟槽146促进通过第二前缘通路132的连续的环形或螺旋形流动。当冷却流体径向地向外流动通过第二前缘通路132时,该冷却流体在前缘 L_E 处向翼型组件100提供进一步的冷却。而且,如上所述,从第一前缘通路130通过过渡通路134进入第二前缘通路132的冷却流体冲击在翼型组件100的表面148上以便在前缘 L_E 处提供表面148的冲击冷却。

[0046] 在径向地向外流动通过第二前缘通路132之后,冷却流体进入冷却流体通路104的转弯部分110,其中,转弯部分110实现了第二前缘通路132和冷却流体通路104的顶端部分108之间的流体连通。当冷却流体流动通过顶端部分108时,该冷却流体向翼型组件100的径向向外端101B提供冷却。然后,冷却流体经由冷却流体出口150离开翼型组件100。

[0047] 额外的冷却流体从平台/根部部分 P/R_P 进入翼型组件100的中翼弦冷却回路和后缘冷却回路156、158,如本领域技术人员将意识到的,该冷却流体向翼型组件100的这些区域提供冷却。

[0048] 虽然已经图示并描述了本发明的具体实施例,但是对于本领域技术人员而言将明显的是,在不脱离本发明的精神和范围的情况下可以做出各种其它改变和修改。因此,在所

附权利要求中旨在涵盖在本发明范围内的所有的这种改变和修改。

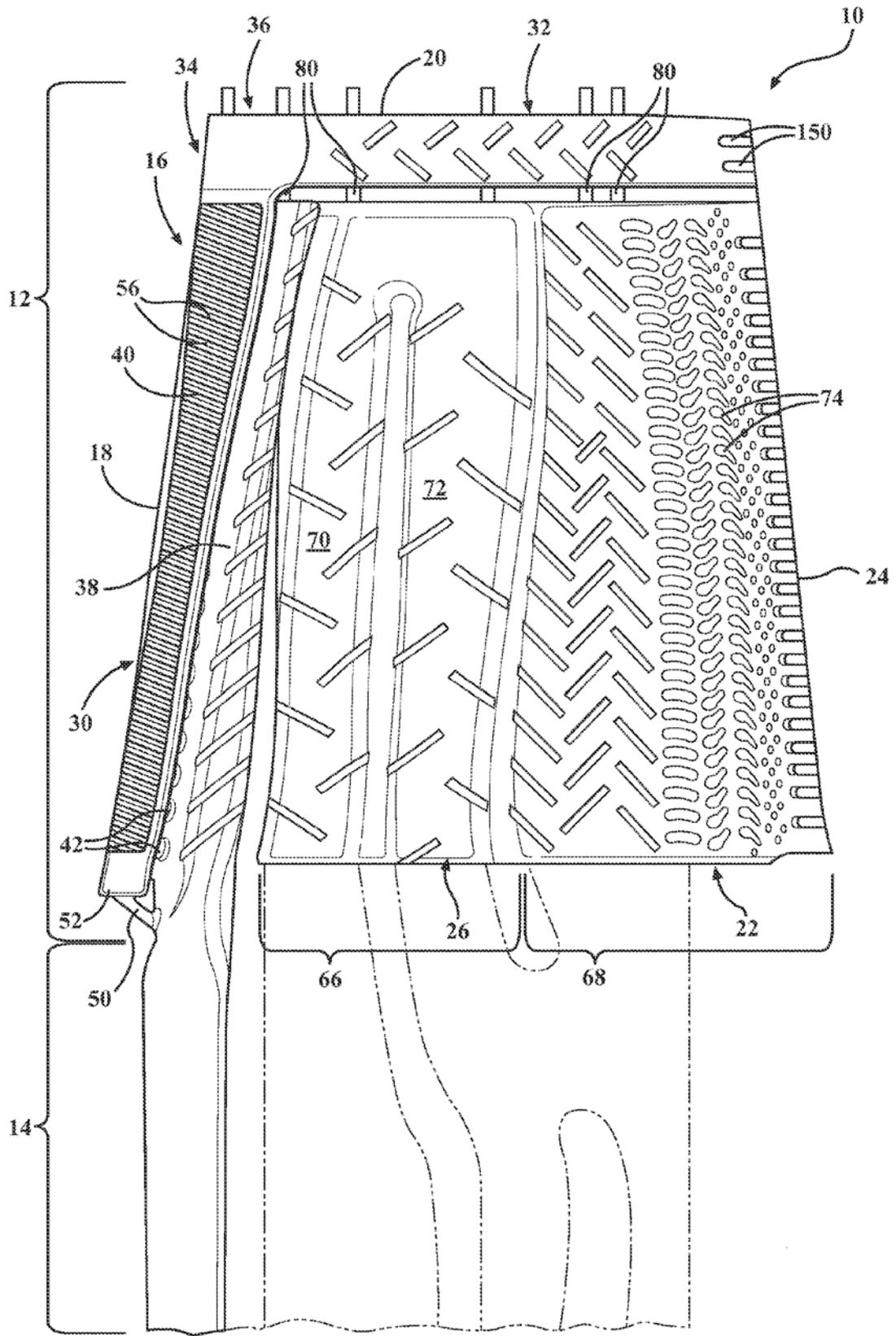


图 1

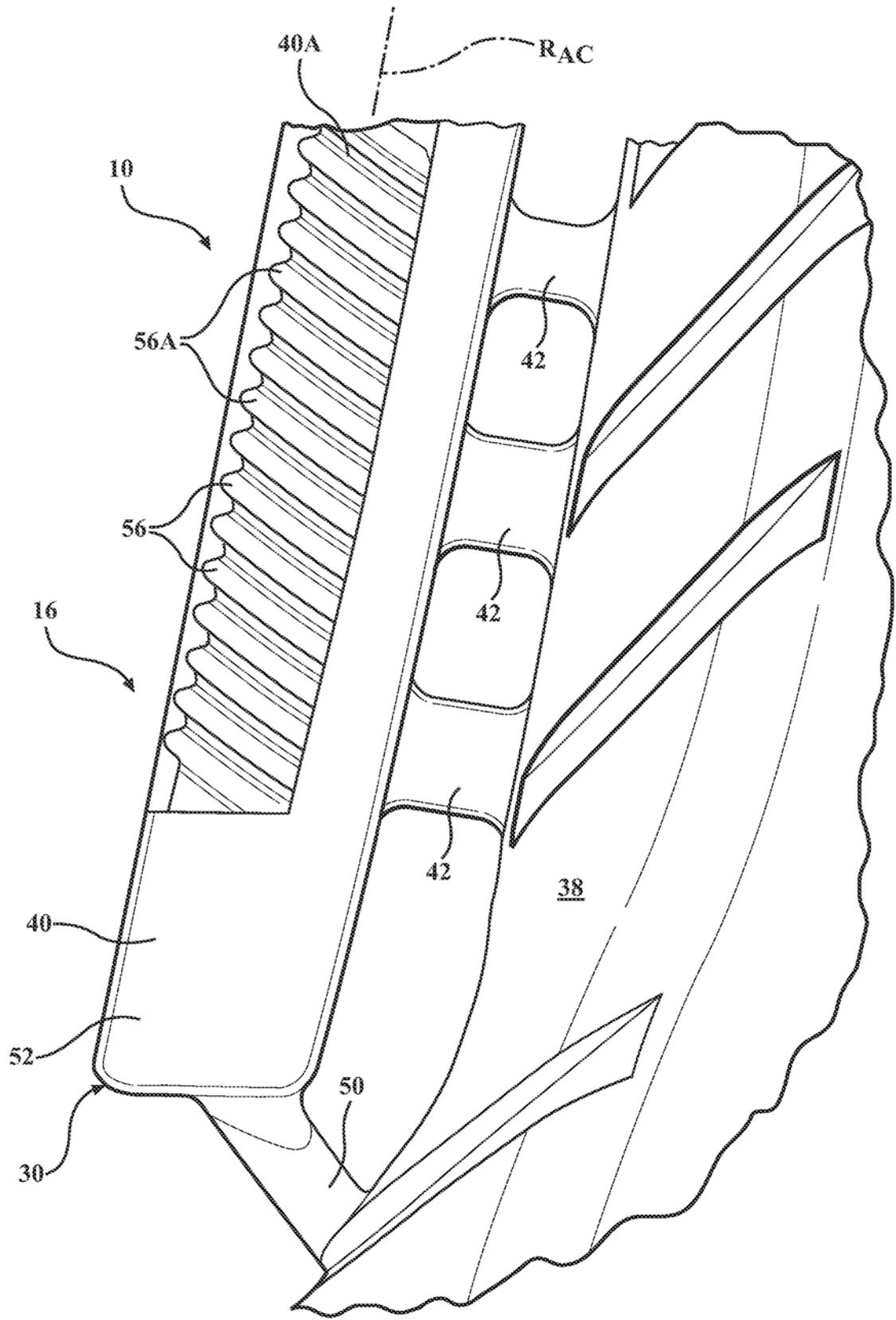


图 2

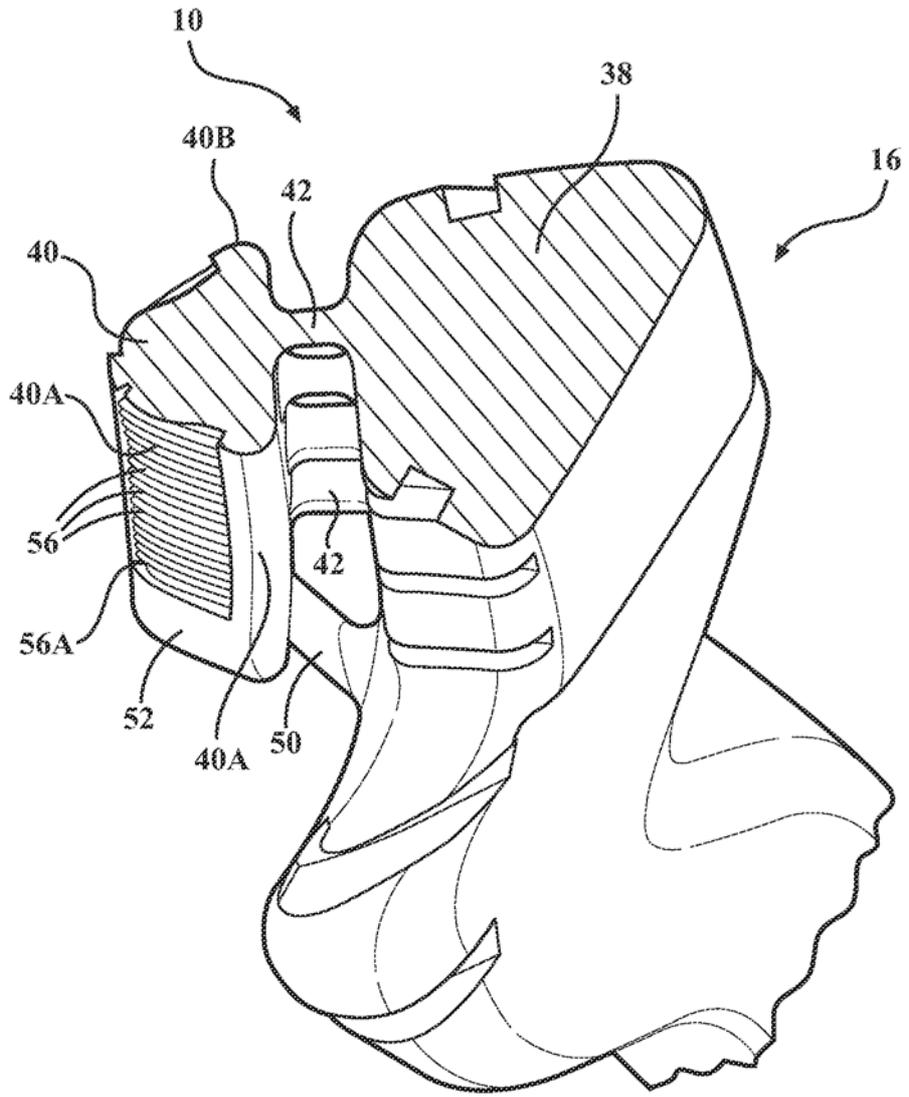


图 3

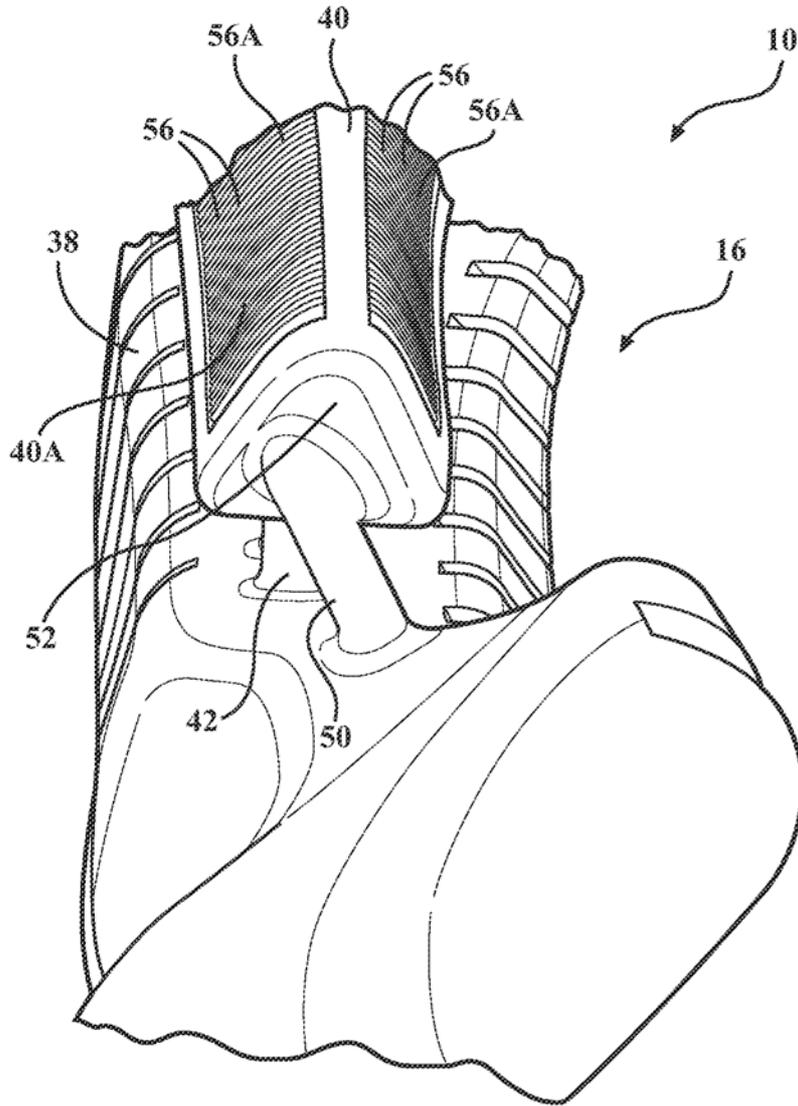


图 4

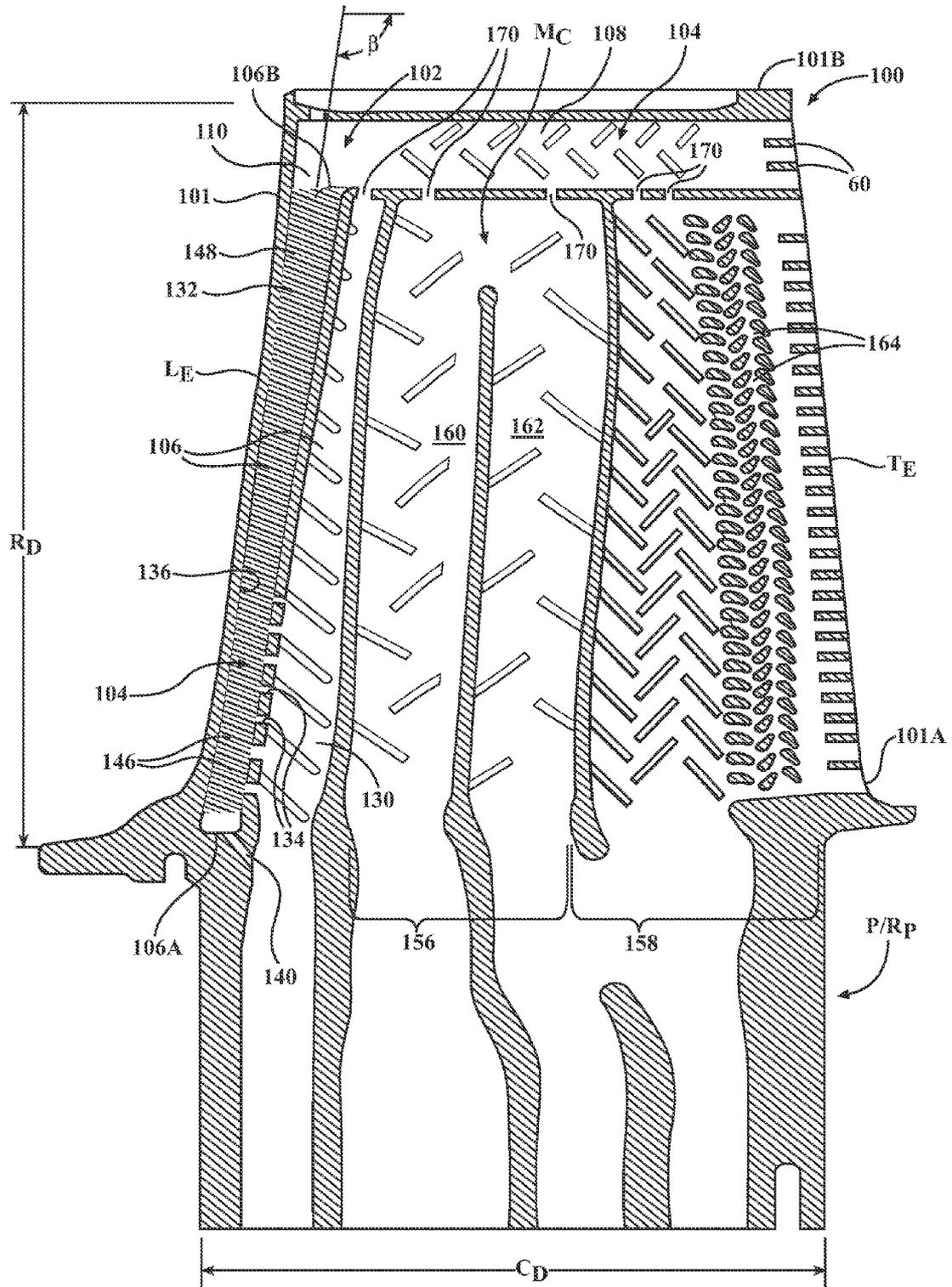


图 5

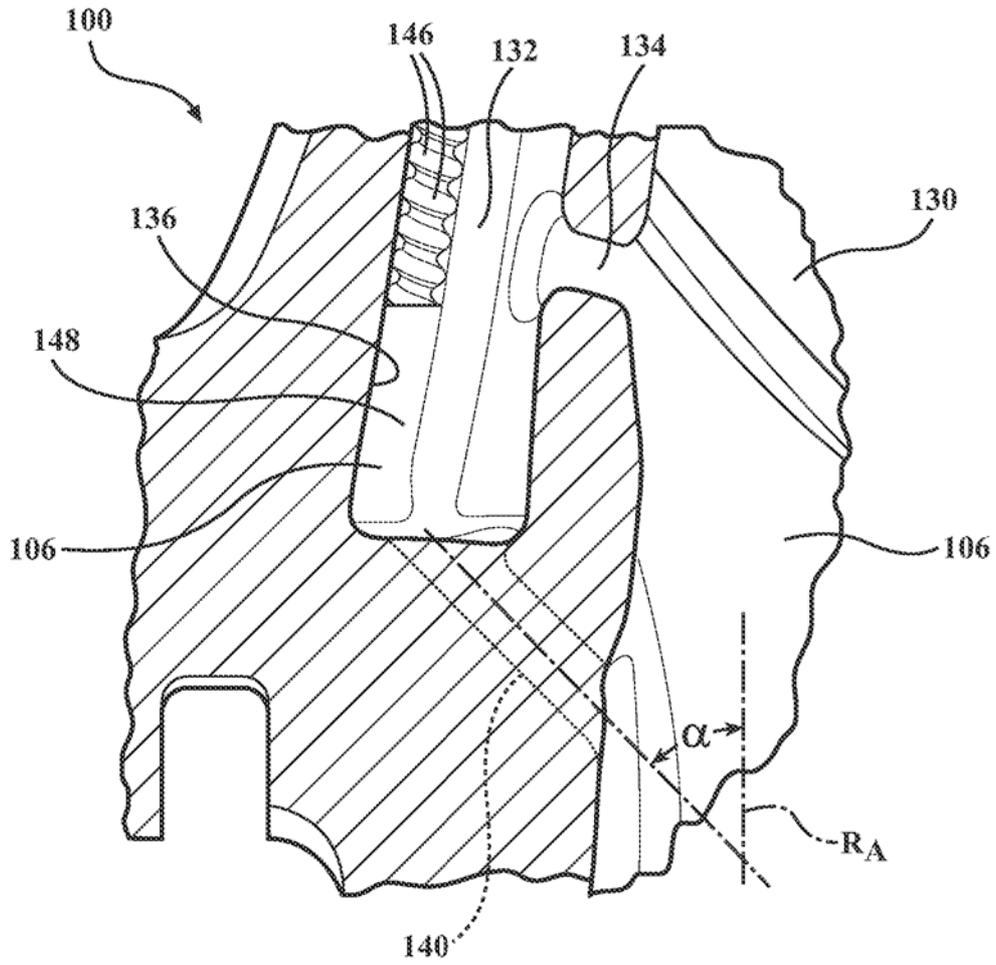


图 6

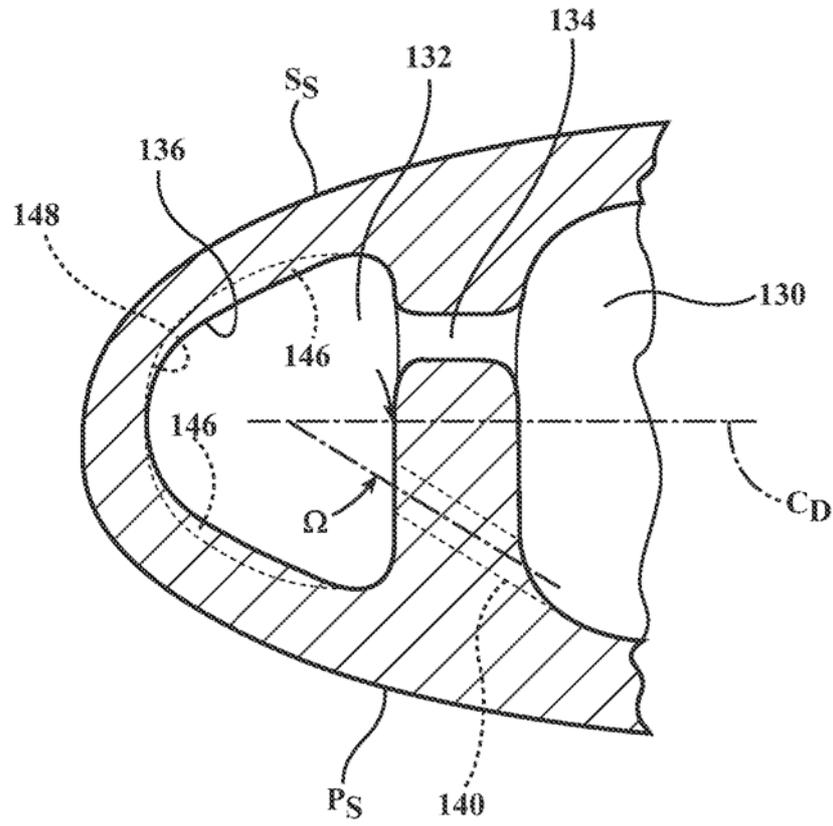


图 7