



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103857881 B

(45) 授权公告日 2016.06.01

(21) 申请号 201280047834.7

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2012.09.11

F01D 5/18(2006.01)

(30) 优先权数据

13/250345 2011.09.30 US

(56) 对比文件

US 8016564 B1, 2011.09.13,

US 2006/0222494 A1, 2006.10.05,

US 6036441 A, 2000.03.14,

US 8016564 B1, 2011.09.13,

US 2010/0104419 A1, 2010.04.29,

US 2006/0222495 A1, 2006.10.05,

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2014.03.28

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2012/054563 2012.09.11

(87) PCT国际申请的公布数据

W02013/048715 EN 2013.04.04

审查员 朱云龙

(73) 专利权人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72) 发明人 S.M. 莫尔特 S.R. 布拉斯菲尔德

R.W. 詹德里克斯 C.M. 威廉斯

R.S. 温斯特拉普 M.W. 马鲁斯科

M.E. 斯特格米勒

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

司 72001

代理人 肖日松 谭祐祥

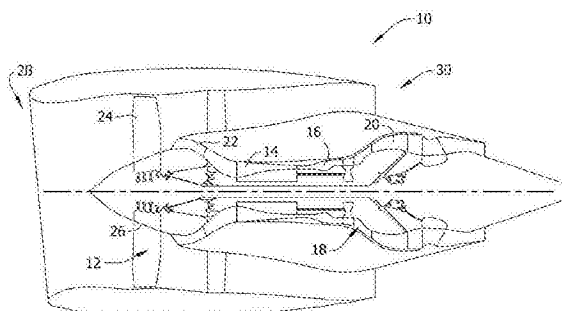
权利要求书2页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

用于冷却燃气轮机转子叶片的方法和装置

(57) 摘要

一种用于燃气涡轮发动机的翼型件,该翼型件包括在前缘和后缘处联接在一起的第一侧壁和第二侧壁,使得腔被限定在第一侧壁与第二侧壁之间。多个冷却回路被限定在该腔内。每一个冷却回路都引导冷却流体通过至少一个冷却室以有利于冷却翼型件。更具体地,提供级联冲击回路、下通回路、旗形尖端回路、和后缘回路。级联冲击回路包括中心室和多个冲击室。



CN 103857881 B

1. 一种用于燃气涡轮发动机的翼型件,所述翼型件包括:

第一侧壁和第二侧壁,所述第一侧壁和所述第二侧壁在前缘和后缘处联接在一起,使得腔被限定在所述第一侧壁与所述第二侧壁之间;

第一冷却回路,所述第一冷却回路被限定在所述腔内,所述第一冷却回路包括中心室和至少一个冲击室,所述中心室与所述至少一个冲击室流动连通,所述至少一个冲击室包括前缘室、第一级联冲击室和第二级联冲击室;以及

第二冷却回路,所述第二冷却回路被限定在所述腔内,所述第二冷却回路包括所述中心室和至少一个下通室,所述中心室通过被限定在所述翼型件的尖端附近处的通道与所述至少一个下通室流动连通。

2. 根据权利要求1所述的翼型件,其特征在于,所述翼型件还包括被限定在所述腔内的第三冷却回路,所述第三冷却回路包括至少一个旗形尖端室,所述至少一个旗形尖端室与轴向流动室流动连通,所述轴向流动室与至少一个后缘冷却槽流动连通。

3. 根据权利要求1所述的翼型件,其特征在于,所述前缘室通过径向延伸的第一行开口与所述中心室流动连通,所述第一级联冲击室通过径向延伸的第二行开口与所述前缘室流动连通,并且所述第二级联冲击室通过径向延伸的第三行开口与所述第一级联冲击室流动连通。

4. 根据权利要求3所述的翼型件,其特征在于,所述第二级联冲击室与径向延伸的一行膜孔流动连通。

5. 根据权利要求1所述的翼型件,其特征在于,所述至少一个下通室包括第一下通室、第二下通室和上通室。

6. 根据权利要求5所述的翼型件,其特征在于,所述第一下通室和所述第二下通室与所述中心室流动连通,并且所述第一下通室和所述第二下通室与所述上通室流动连通。

7. 一种燃气涡轮发动机组件,所述燃气涡轮发动机组件包括:

压缩机;

燃烧器;以及

涡轮,所述涡轮联接到所述压缩机,所述涡轮包括翼型件,所述翼型件包括:

第一侧壁和第二侧壁,所述第一侧壁和所述第二侧壁在前缘和后缘处联接在一起,使得腔被限定在所述第一侧壁与所述第二侧壁之间;

第一冷却回路,所述第一冷却回路被限定在所述腔内,所述第一冷却回路包括中心室和至少一个冲击室,所述中心室与所述至少一个冲击室流动连通,所述至少一个冲击室包括前缘室、第一级联冲击室和第二级联冲击室;以及

第二冷却回路,所述第二冷却回路被限定在所述腔内,所述第二冷却回路包括所述中心室和至少一个下通室,所述中心室通过被限定在所述翼型件的尖端附近的通道与所述至少一个下通室流动连通。

8. 根据权利要求7所述的燃气涡轮发动机组件,其特征在于,所述燃气涡轮发动机组件还包括第三冷却回路,所述第三冷却回路被限定在所述腔内,所述第三冷却回路包括至少一个旗形尖端室,所述至少一个旗形尖端室与轴向流动室流动连通,所述轴向流动室与后缘冷却槽流动连通。

9. 根据权利要求7所述的燃气涡轮发动机组件,其特征在于,所述前缘室通过径向延

伸的第一行开口与所述中心室流动连通,所述第一级联冲击室通过径向延伸的第二行开口与所述前缘室流动连通,并且所述第二级联冲击室通过径向延伸的第三行开口与所述第一级联冲击室流动连通。

10. 根据权利要求 9 所述的燃气涡轮发动机组件,其特征在于,所述第二级联冲击室与径向延伸的一行膜孔流动连通。

11. 根据权利要求 7 所述的燃气涡轮发动机组件,其特征在于,所述至少一个下通室包括第一下通室、第二下通室和上通室。

12. 根据权利要求 11 所述的燃气涡轮发动机组件,其特征在于,所述第一下通室和所述第二下通室与所述中心室流动连通,并且所述第一下通室和所述第二下通室与所述上通室流动连通。

13. 一种制造用于燃气涡轮发动机的转子叶片的方法,其中所述转子叶片包括翼型件,所述翼型件具有第一侧壁和第二侧壁,所述第一侧壁和所述第二侧壁在前缘和后缘处连接在一起,使得腔形成于所述第一侧壁与所述第二侧壁之间,所述方法包括:

在所述腔内形成第一冷却回路,其中所述第一冷却回路包括中心室和联接到所述中心室的至少一个冲击室,所述至少一个冲击室包括前缘室、第一级联冲击室和第二级联冲击室;

在所述腔内形成第二冷却回路,其中所述第二冷却回路包括所述中心室和联接到所述中心室的至少一个下通室。

14. 根据权利要求 13 所述的方法,其特征在于,所述方法还包括在所述腔内形成第三冷却回路,其中所述第三冷却回路包括至少一个旗形尖端室,所述至少一个旗形尖端室与轴向流动室流动连通,所述轴向流动室与后缘冷却槽流动连通。

15. 根据权利要求 13 所述的方法,其特征在于,还包括:

在所述中心室与所述前缘室之间形成径向延伸的第一行开口;

在所述前缘室与所述第一级联冲击室之间形成径向延伸的第二行开口;以及

在所述第一级联冲击室与所述第二级联冲击室之间形成径向延伸的第三行开口。

16. 根据权利要求 15 所述的方法,其特征在于,所述方法还包括形成联接到所述第二级联冲击室的径向延伸的一行膜孔。

17. 根据权利要求 13 所述的方法,其特征在于,形成第二冷却回路包括形成与所述中心室联接在一起的第一下通室和第二下通室。

用于冷却燃气轮机转子叶片的方法和装置

背景技术

[0001] 本发明总体涉及燃气涡轮发动机,并且更具体地涉及用于冷却燃气涡轮发动机转子组件的方法和装置。

[0002] 涡轮转子组件典型地包括至少一行周向间隔开的转子叶片。每一个转子叶片都包括翼型件,该翼型件包括在前缘和后缘处连接在一起的压力侧和吸力侧。每一个翼型件都从转子叶片平台径向向外延伸。每一个转子叶片还包括燕尾榫,该燕尾榫从平台与燕尾榫之间延伸的柄径向向内延伸。该燕尾榫用于将转子组件内的转子叶片安装至转子盘或线轴(spool)。已知的叶片是中空的,使得内部冷却腔至少部分地由翼型件、平台、柄、和燕尾榫限定。

[0003] 为了有利于防止由于暴露于高温燃烧气体而对翼型件造成损坏,已知的翼型件包括内部冷却回路,该内部冷却回路引导冷却流体通过翼型件。至少一些已知的高压涡轮叶片包括内部冷却腔,该内部冷却腔成蛇形,使得冷却气体路径被径向向外引导至叶片尖端,在该叶片尖端处,流反向并且朝向叶片根部径向向内流回。流可以通过根部离开叶片或者流可以被引导至后缘中的孔以允许气体流动跨过后缘的表面以用于冷却后缘。具体而言,至少一些已知的转子叶片将压缩机放出空气(bleed air)引导至被限定在侧壁之间的腔中,以对侧壁进行对流冷却。能够使用冲击冷却来实现额外的冷却,其中冲击插入件与翼型件的前缘内表面相反地引导冷却流体通过冲击射流阵列,以有利于沿前缘冷却翼型件。然而,受到制造约束限制的这些回路是低效的,原因是回路引导冷却流体通过腔的中心,在腔的中心处,从翼型件的壁去除热是低效的。

发明内容

[0004] 在一个实施例中,提供一种用于燃气涡轮发动机的翼型件。该翼型件包括在前缘和后缘处联接在一起的第一侧壁和第二侧壁,使得腔被限定在第一侧壁与第二侧壁之间。第一冷却回路被限定在腔内,并且第一冷却回路包括中心室和至少一个冲击室。中心室与至少一个冲击室流动连通。第二冷却回路被限定在腔内,并且包括中心室和至少一个下通室。中心室通过被限定在翼型件的尖端附近处的通道与至少一个下通室流动连通。

[0005] 在另一个实施例中,提供一种包括压缩机、燃烧器、以及联接到压缩机的涡轮的燃气涡轮发动机组件。涡轮包括翼型件,该翼型件包括在前缘和后缘处联接在一起的第一侧壁和第二侧壁,使得腔被限定在第一侧壁与第二侧壁之间。第一冷却回路被限定在腔内,并且第一冷却回路包括中心室和至少一个冲击室。中心室与至少一个冲击室流动连通。第二冷却回路被限定在腔内,并且包括中心室和至少一个下通室。中心室通过被限定在翼型件的尖端附近的通道与至少一个下通室流动连通。

[0006] 在又一个实施例中,提供一种制造用于燃气涡轮发动机的转子叶片的方法,其中转子叶片包括翼型件,该翼型件具有在前缘和后缘处连接在一起的第一侧壁和第二侧壁,使得腔形成于第一侧壁与第二侧壁之间。该方法包括在腔内形成第一冷却回路,其中第一冷却回路包括中心室和联接到中心室的至少一个冲击室;以及在腔内形成第二冷却回路,

其中第二冷却回路包括中心室和联接到中心室的至少一个下通室。

附图说明

[0007] 图 1 是示例性燃气涡轮发动机的示意图；

[0008] 图 2 是可以与图 1 中所示的燃气涡轮机一起使用的示例性转子叶片的透视图；以及

[0009] 图 3 是图 2 中所示的转子叶片的横截面图。

具体实施方式

[0010] 图 1 是燃气涡轮发动机 10 的示意图，该燃气涡轮发动机 10 包括风扇组件 12、高压压缩机 14、和燃烧器 16。发动机 10 还包括高压涡轮 18、低压涡轮 20、和增压器 22。风扇组件 12 包括从转子盘 26 径向向外延伸的风扇叶片 24 的阵列。发动机 10 具有进气侧 28 和排气侧 30。在一个实施例中，发动机 10 是可购自俄亥俄州辛辛那提市的通用电气飞机发动机的 CT7 发动机。

[0011] 在操作中，空气流过风扇组件 12 并且压缩空气被供给至高压压缩机 14。高度压缩空气被输送至燃烧器 16。来自燃烧器 16 的气流(图 1 中未示出)驱动涡轮 18 和 20，并且涡轮 20 驱动风扇组件 12。

[0012] 图 2 是可以与燃气涡轮发动机 10 (示于图 1 中)一起使用的转子叶片 40 的透视图。图 3 是转子叶片 40 的横截面图。在一个实施例中，多个转子叶片 40 形成燃气涡轮发动机 10 的高压涡轮转子叶片级(未示出)。每一个转子叶片 40 都包括中空翼型件 42 以及用于以已知方式将翼型件 42 安装于转子盘(未示出)的整体燕尾榫 43。

[0013] 翼型件 42 包括第一侧壁 44 和第二侧壁 46。第一侧壁 44 成凸形且限定了翼型件 42 的吸力侧，并且第二侧壁 46 成凹形且限定了翼型件 42 的压力侧。侧壁 44 和 46 在前缘 48 和位于前缘 48 下游的翼型件 42 的轴向间隔开的后缘 50 处连接在一起。翼型件 42 包括沿侧壁 44 和 46 径向间隔开并且位于翼型件尖端 54 与叶片根部 52 之间的多个膜孔 51，以用于从翼型件 42 排放冷却流体，从而有利于冷却翼型件 42 的外表面 53。翼型件 42 还包括沿后缘 50 在翼型件尖端 54 与叶片根部 52 之间径向间隔开的多个后缘槽 55，以用于从翼型件 42 排放冷却流体，从而有利于冷却翼型件后缘 50。通过膜孔 51 和后缘槽 55 的增强传热有利于沿翼型件外表面 53 的冷却。

[0014] 第一侧壁 44 和第二侧壁 46 分别从定位成邻近燕尾榫 43 的叶片根部 52 径向延伸至翼型件尖端 54，该翼型件尖端 54 限定了内部腔 56 的径向外边界。腔 56 被限定在侧壁 44 与 46 之间的翼型件 42 内。在示例性实施例中，腔 56 被分为多个冷却室 58，所述多个冷却室 58 形成以翼型件 42 的特定区域为目标的冷却回路 60。在示例性实施例中，提供三个冷却回路 60。具体而言，在示例性实施例中，冷却回路 60 包括级联冲击冷却回路 330、下通回路 350、旗形尖端回路 360、和后缘冷却回路 370。在备选实施例中，翼型件 42 具有多于或少于四个的冷却回路 60。

[0015] 级联冲击冷却回路 330 包括中心室 331、前缘室 333、第一级联冲击室 335、和第二级联冲击室 337。室 331、333、335、和 337 从叶片根部 52 径向延伸至翼型件尖端 54。备选地，室 331、333、335、和 337 沿翼型件 42 的一部分从叶片根部 52 延伸至翼型件尖端 54。中

心室 331 与定位在发动机 10 内的第一冷却流体源(未示出)流动连通。中心室 331 通过从叶片根部 52 到翼型件尖端 54 间隔开并且对齐成行的一个或多个孔 338 联接到前缘室 333。前缘室 333 联接到径向延伸的至少一行膜孔 51, 并且每一个孔 51 都从室 333 延伸至外表面 53。在示例性实施例中, 室 333 联接到五行膜孔 51。备选地, 室 333 可以联接到使得翼型件 42 能够如本文中所描述地起作用的任何数量的膜孔 51 或任何数量行的膜孔 51。

[0016] 前缘室 333 通过从叶片根部 52 到翼型件尖端 54 间隔开并且对齐成行的一个或多个孔 339 联接到第一级联冲击室 335。第一级联冲击室 335 通过一个或多个孔 340 联接到第二级联冲击室 337。第二级联冲击室 337 联接到径向延伸的至少一行膜孔 51, 并且每一个孔 51 都从室 337 延伸至外表面 53。

[0017] 下通回路 350 包括中心室 331、第一下通室 351、第二下通室 353、和上通室 355。室 351、353、和 355 从叶片根部 52 径向延伸至翼型件尖端 54。备选地, 室 351、353、和 355 沿翼型件 42 的一部分从叶片根部 52 延伸至翼型件尖端 54。中心室 331 在翼型件尖端处 54 处或翼型件尖端 54 附近与室 351 和 353 相联接(未示出)。更具体地, 室 331、351、和 353 被构造成使翼型件尖端 54 处或翼型件尖端 54 附近的室 331 内的至少一部分冷却流体的流向基本反向, 使得流在室 351 与 353 之间分开并且通过室 351 和 353 被引向叶片根部 52。室 351 和 353 在叶片根部 52 处或叶片根部 52 附近与室 355 相联接(未示出)。更具体地, 室 351、353、和 355 被构造成使叶片根部 52 处或叶片根部 52 附近的室 351 和 353 内的至少一部分冷却流体的流向基本反向, 使得来自室 351 和 353 的流组合并且通过室 355 被引向翼型件尖端 54。室 351 和 355 联接到径向延伸的至少一行膜孔 51, 并且每一个孔 51 分别从室 351 和 355 延伸至外表面 53。备选地, 一个或多个室 351、353、和 355 联接到膜孔 51。

[0018] 旗形尖端回路 360 包括第一旗形尖端室 361 和第二旗形尖端室 363。室 361 和 363 从叶片根部 52 径向延伸至翼型件尖端 54。备选地, 室 361 和 363 沿翼型件 42 的一部分从叶片根部 52 延伸至翼型件尖端 54。室 361 和 363 与定位在发动机 10 内的第二冷却流体源(未示出)流动连通。第一冷却流体源和第二冷却流体源可以联接到上游或者可以是同一个源。室 361 和 363 联接到尖端 54 附近的轴向流动室(未示出)。轴向流动室有利于将冷却流体从室 361 和 363 排放至后缘冷却槽 55 和翼型件侧壁 44 的外表面。轴向流动室至少部分地定位成邻近第二侧壁 46。备选地, 轴向流动室可以定位成使得室 355 和 371 (下文描述)使轴向流动室与第二侧壁 46 基本隔离。此外, 轴向流动室可以具有使得翼型件 41 如本文中所描述地起作用的任何几何形状或位置。

[0019] 后缘冷却回路 370 包括后缘室 371 和后缘冷却槽 55。室 371 从叶片根部 52 径向延伸至翼型件尖端 54。备选地, 室 371 沿翼型件 42 的一部分从叶片根部 52 延伸至翼型件尖端 54。回路 370 是任何已知或传统的冷却回路。室 371 与冷却槽 55 相联接。室 371 可以与第一冷却流体源、第二冷却流体源、和 / 或第三冷却流体源相联接。

[0020] 在操作期间, 来自第一冷却流体源的冷却流体(典型地为空气)被引导至中心室 331 以及旗形尖端室 361 和 363。冷却流体通过中心室 331 从叶片根部 52 流向翼型件尖端 54 并且通过孔 338 直接冲击到前缘室 333 中。前缘室 333 中的一部分流体通过膜孔 51 被排放, 并且前缘室 333 中的剩余流体被冲击到第一级联冲击室 335 中。第一级联冲击室 335 中的流体随后在通过膜孔 51 离开翼型件 42 之前冲击到第二级联冲击室 337 中。

[0021] 流过中心室 331 的一部分流体到达尖端 54, 在该尖端 54 处, 流体通过第一下通室

351 和第二下通室 353 朝向叶片根部 52 被引回。第一下通室 351 中的一部分流体通过膜孔 51 被排放。下通室 351 和 353 中的剩余流体在叶片根部 52 附近组合并且通过上通室 355 被引向翼型件尖端 54。上通室 355 中的流体通过膜孔 51 被排放。应当显而易见的是,通过中心室 331 从根部 52 径向流向尖端 54 的流体通过包绕中心室 331 的其它的室和通路被隔热,使得室 331 内的流体被保持成比已知的经过冷却的涡轮叶片中大体可能的更冷。

[0022] 来自第一冷却流体源的冷却流体被引导至旗形尖端室 361 和 363。备选地,冷却流体可以从第二流体源被引导至室 361 和 363。冷却流体通过室 361 和 363 从根部 52 径向流向尖端 54。在尖端 54 处,冷却流体通过定位在尖端 54 附近的轴向流动室从室 361 和 363 被排放至外表面 53 和冷却槽 55。

[0023] 上述转子叶片是成本有效和高度可靠的。转子叶片包括翼型件,该翼型件具有旨在翼型件的前缘、压力侧、和吸力侧上进行冷却的多个冷却回路。采用多种冷却技术来冷却翼型件的外部侧壁,例如冲击冷却和近壁冷却。冷却回路内多个室的布置有利于冷却流体的隔离和隔热,从而还由于较冷的冷却流体通过各个室而有利于翼型件的冷却。通过制造技术中的进步使得这种布置成为可能,其中包括但不限于陶瓷芯的快速原型制造。更具体地,传统的冷却方案受到与制造用于产生冷却回路内的通路和室的陶瓷芯的制造相关的制造约束的限制。新的芯生产过程减少由硬质工具施加的这种约束并且使得芯能够呈新的形状和尺寸。因此。转子叶片内较冷的操作温度有利于以成本有效和可靠的方式来延长转子叶片的使用寿命。

[0024] 尽管已根据各个特定实施例对本发明进行了描述,但是本领域技术人员将认识到,能够通过权利要求的精神和范围内的改型来实施本发明。

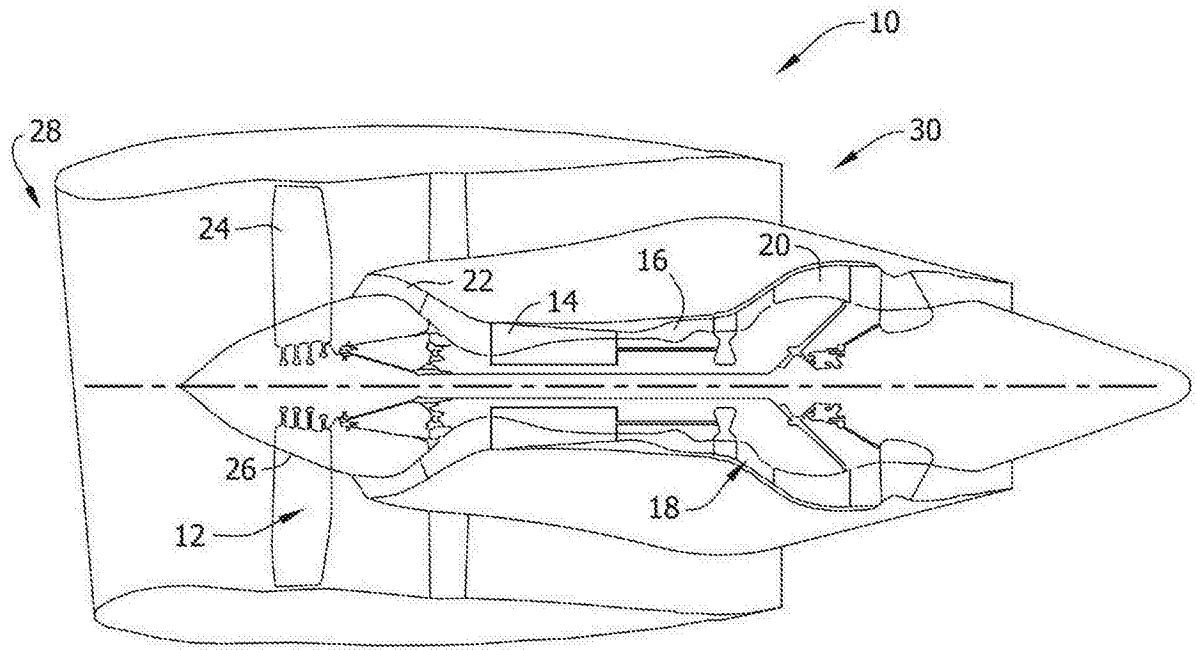


图 1

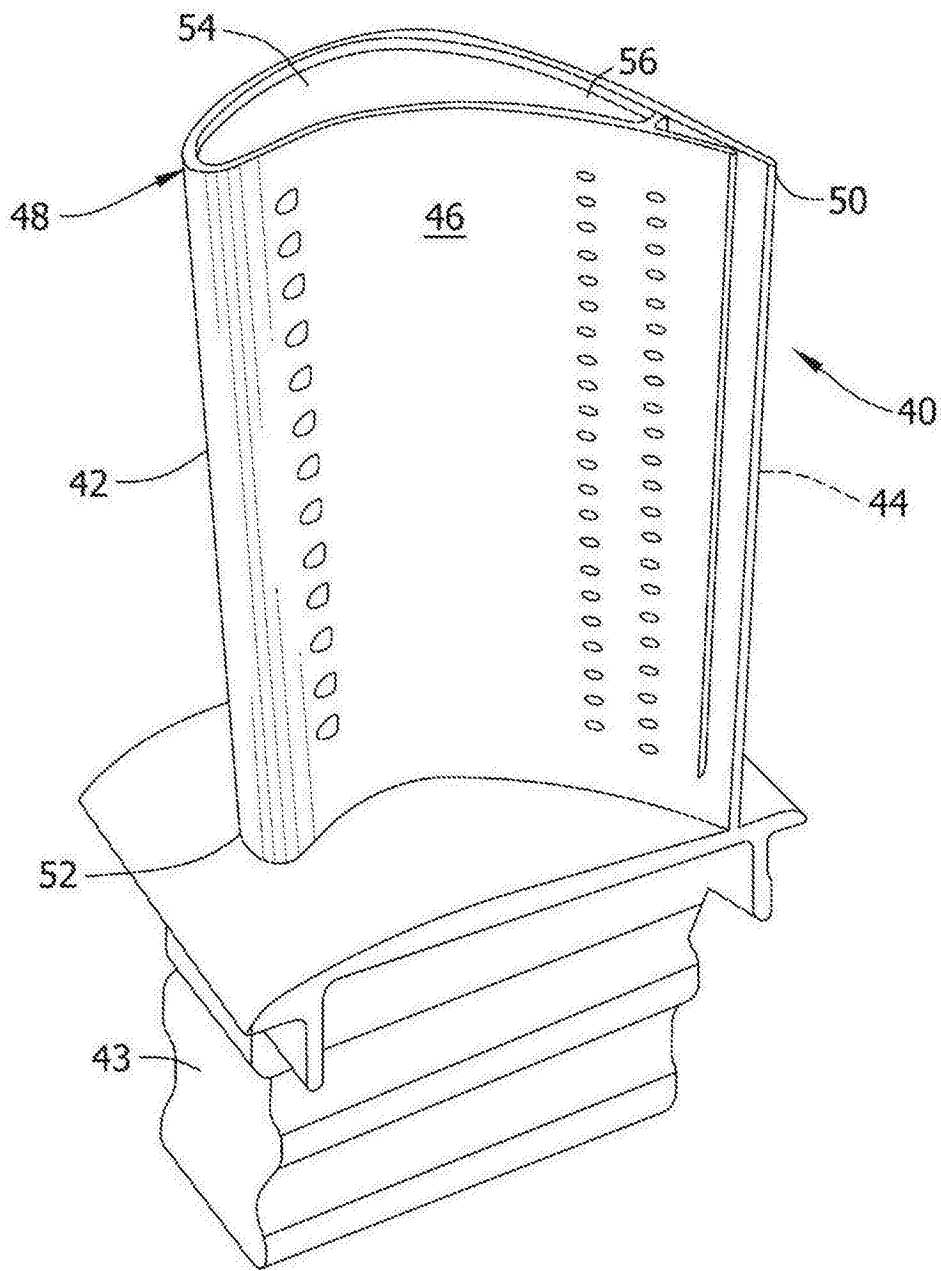


图 2

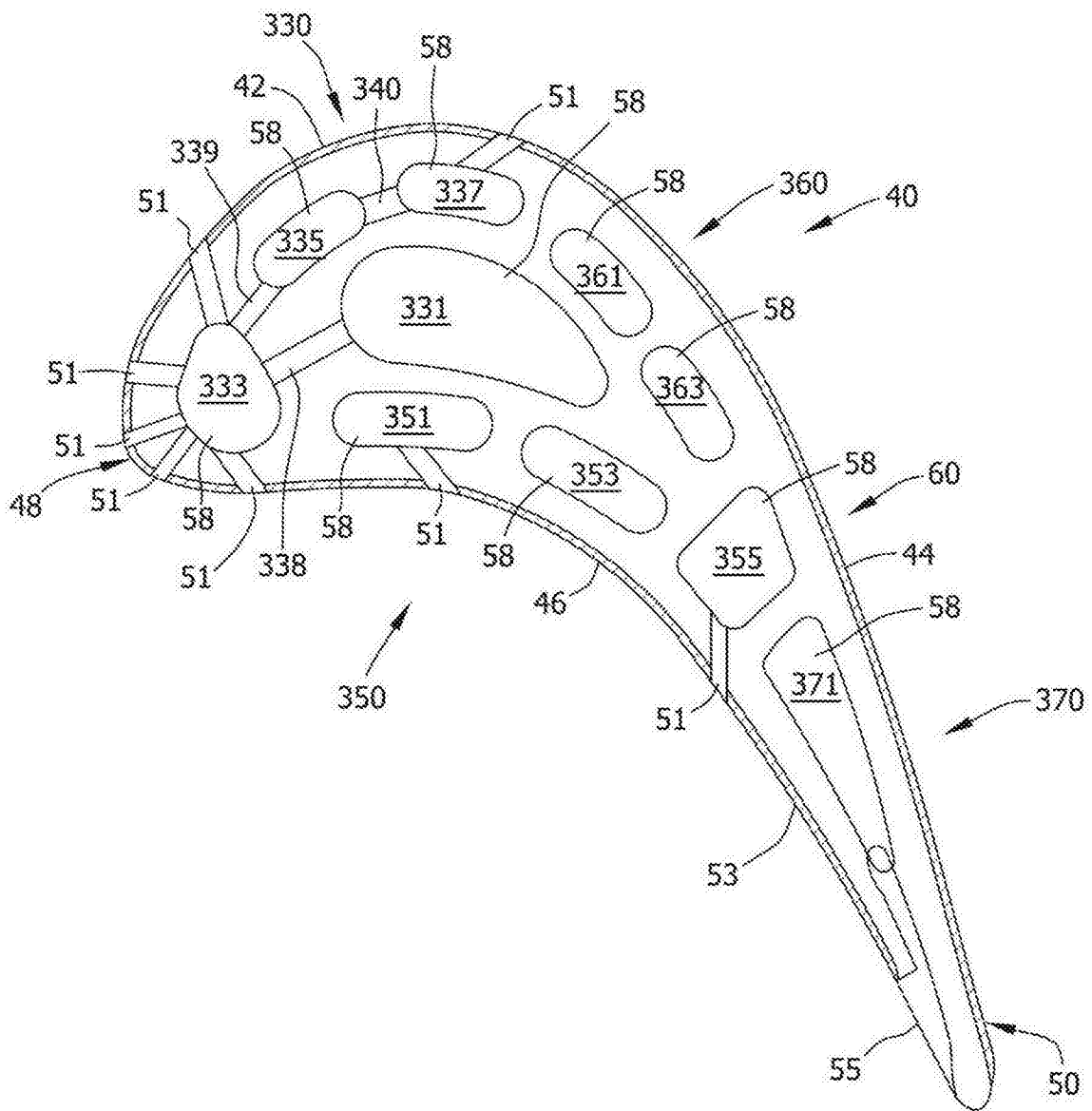


图 3