



## (12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104566456 B

(45)授权公告日 2018.10.09

(21)申请号 201410573921.7

(51)Int.Cl.

(22)申请日 2014.10.24

F23R 3/00(2006.01)

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 104566456 A

(56)对比文件

CN 102171413 A, 2011.08.31,

CN 102654287 A, 2012.09.05,

US 7721547 B2, 2010.05.25,

(43)申请公布日 2015.04.29

(30)优先权数据

14/063358 2013.10.25 US

审查员 倪晨辉

(73)专利权人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 K.W. 麦克马汉 C.G. 肖特

C.L. 英格拉姆 G.L. 赛登

S. 皮埃尔

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公

司 72001

代理人 严志军 肖日松

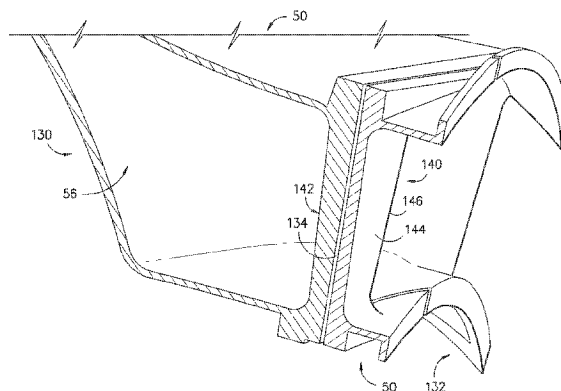
权利要求书2页 说明书8页 附图14页

(54)发明名称

涡轮系统中具有改进的后缘的过渡管道组件

(57)摘要

本发明涉及涡轮系统中具有改进的后缘的过渡管道组件。提供了用于涡轮系统和涡轮机的过渡管道组件。在一个实施例中,过渡管道组件包括多个过渡管道,其设置成大致环形阵列,并且包括第一过渡管道和第二过渡管道。多个过渡管道中的各个均包括入口、出口和在入口和出口之间延伸的通路,并限定了纵向轴线、径向轴线和切向轴线。各个过渡管道的出口沿着纵向轴线和切向轴线而与入口偏置。过渡管道组件还包括由第一过渡管道和第二过渡管道的通路所限定的空气动力结构。空气动力结构包括压力侧、吸力侧和后缘,后缘具有改进的空气动力轮廓。



1. 一种用于涡轮系统的过渡管道组件,所述过渡管道组件包括:

多个过渡管道,其设置成大致环形阵列,并包括第一过渡管道和第二过渡管道,所述多个过渡管道中的各个均包括入口、出口和在所述入口和所述出口之间延伸的通路,并且限定了纵向轴线、径向轴线和切向轴线,所述多个过渡管道中的各个过渡管道的所述出口沿着所述纵向轴线和所述切向轴线与所述入口偏置;以及

空气动力结构,其由所述第一过渡管道和所述第二过渡管道的所述通路限定,所述空气动力结构包括压力侧、吸力侧和后缘,所述后缘具有改进的空气动力轮廓;

其中,所述空气动力结构限定了翼弦方向轴线、翼展方向轴线以及与所述翼弦方向轴线和所述翼展方向轴线垂直的偏航轴线,并且所述后缘在由所述翼弦方向轴线和所述偏航轴线限定的平面中、或者在由所述翼弦方向轴线和所述翼展方向轴线限定的平面中是曲线形的。

2. 根据权利要求1所述的过渡管道组件,其特征在于,所述后缘朝向所述压力侧而弯曲。

3. 根据权利要求1所述的过渡管道组件,其特征在于,所述后缘朝向所述吸力侧而弯曲。

4. 根据权利要求1所述的过渡管道组件,其特征在于,所述后缘交替地朝向所述压力侧和所述吸力侧而弯曲。

5. 根据权利要求1所述的过渡管道组件,其特征在于,所述后缘是凸起的。

6. 根据权利要求1所述的过渡管道组件,其特征在于,所述后缘是凹入的。

7. 根据权利要求1所述的过渡管道组件,其特征在于,所述后缘包括多个曲线形区段。

8. 根据权利要求1所述的过渡管道组件,其特征在于,所述后缘包括多个人字形部。

9. 根据权利要求8所述的过渡管道组件,其特征在于,所述空气动力结构限定了翼弦方向轴线、翼展方向轴线以及与所述翼弦方向轴线和所述翼展方向轴线垂直的偏航轴线,并且所述多个人字形部在由所述翼弦方向轴线和所述偏航轴线限定的平面中延伸。

10. 根据权利要求8所述的过渡管道组件,其特征在于,所述空气动力结构限定了翼弦方向轴线、翼展方向轴线以及与所述翼弦方向轴线和所述翼展方向轴线垂直的偏航轴线,并且所述多个人字形部在由所述翼弦方向轴线和所述翼展方向轴线限定的平面中延伸。

11. 根据权利要求1所述的过渡管道组件,其特征在于,在所述后缘中限定了通道。

12. 根据权利要求1所述的过渡管道组件,其特征在于,所述多个过渡管道中的各个过渡管道的所述出口沿着所述径向轴线进一步与所述多个过渡管道中的各个过渡管道的所述入口偏置。

13. 一种涡轮机,包括:

入口区段;

排气区段;

压缩机区段;

涡轮区段;以及

位于所述压缩机区段和所述涡轮区段之间的燃烧器区段,所述燃烧器区段包括:

多个过渡管道,其设置成大致环形阵列,并包括第一过渡管道和第二过渡管道,所述多个过渡管道中的各个均包括入口、出口和在所述入口和所述出口之间延伸的通路,并且限

定了纵向轴线、径向轴线和切向轴线,所述多个过渡管道中的各个过渡管道的所述出口沿着所述纵向轴线和所述切向轴线与所述入口偏置;以及

空气动力结构,其由所述第一过渡管道和所述第二过渡管道的所述通路来限定,所述空气动力结构包括压力侧、吸力侧和后缘,所述后缘具有改进的空气动力轮廓;

其中,所述空气动力结构限定了翼弦方向轴线、翼展方向轴线以及与所述翼弦方向轴线和所述翼展方向轴线垂直的偏航轴线,并且所述后缘在由所述翼弦方向轴线和所述偏航轴线限定的平面中、或在由所述翼弦方向轴线和所述翼展方向轴线限定的平面中是曲线形的。

14. 根据权利要求13所述的涡轮机,其特征在于,所述后缘包括多个人字形部。

15. 根据权利要求13所述的涡轮机,其特征在于,在所述后缘中限定了通道。

16. 根据权利要求13所述的涡轮机,其特征在于,所述涡轮区段包括第一级动叶组件,并且在所述第一级动叶组件的上游没有设置喷嘴。

## 涡轮系统中具有改进的后缘的过渡管道组件

### 技术领域

[0001] 本发明是在政府支持下依据由能源部资助的合同DE-FC26-05NT42643号下取得的。政府在本发明中具有某些权利。

[0002] 这里公开的主题总地涉及涡轮系统,更具体地涉及涡轮系统的过渡管道。

### 背景技术

[0003] 涡轮系统广泛地利用于诸如发电等领域。例如,常规的燃气涡轮系统包括压缩机区段、燃烧器区段和至少一个涡轮区段。压缩机区段配置成当空气流过压缩机区段时压缩空气。空气然后从压缩机区段流向燃烧器区段,在这里空气与燃料进行混合并进行燃烧,从而产生热气流。热气流提供给涡轮区段,其利用热气流,通过抽取来自热气流的能量来驱动压缩机、发电机以及其它各种负载。

[0004] 涡轮系统的燃烧器区段通常包括用于使燃烧后的热气体流向一个或多个涡轮区段的管或管道。近些年来,已经引入了燃烧器区段,其包括使热气流转移的管或管道。例如,已经引入了用于燃烧器区段的管道,其在使热气体纵向流过该处时额外使流径向或切向地转移,使得流具有各种有角度的成分。这些设计具有各种优势,包括消除了来自涡轮区段的第一级喷嘴。第一级喷嘴是之前为转移热气流而提供的,并且可能由于这些管道的设计而不需要的。第一级喷嘴的消除可消除相关联的压降,并提高涡轮系统的效率和功率输出。

[0005] 然而,当前已知的过渡管道的空气动力效率受到日益增加的关注。例如,最新研究显示,流过这种过渡管道的热气体具有相对较高的空气动力损失,尤其相对较高的压力损失。此外,这种研究已经指出,在过渡管道的下游部分产生了相对较高的尾流,导致其下游不均匀的流动和高的不稳定的混合损失。由于这种不均匀的流动和不稳定的混合,涡轮区段中的第一级动叶可能受到高的循环疲劳负载和热负载,其可能显著地减少了动叶的耐用性。

[0006] 因此,在本领域中将期望一种用于涡轮系统中的改进的过渡管道。例如,提供提高效率值的过渡管道将是有利的。此外,最大限度地减少混合损失因而减少整个压力损失并提高系统性能和效率的过渡管道将是有利的。而且,减少涡轮区段第一级动叶上的高的循环疲劳负载和热负载的过渡管道将是有利的。

### 发明内容

[0007] 在以下描述中将部分地陈述、或者可从描述中明白、或者可通过本发明的实践而学习到本发明的方面和优势。

[0008] 在一个实施例中,本公开致力于一种用于涡轮系统的过渡管道组件。过渡管道组件包括多个过渡管道,其设置成大致环形阵列,并包括第一过渡管道和第二过渡管道。多个过渡管道中的各个均包括入口、出口和在入口和出口之间延伸的通路,并限定了纵向轴线、径向轴线和切向轴线。多个过渡管道中的各个过渡管道的出口沿着纵向轴线和切向轴线而与入口偏置。过渡管道组件还包括由第一过渡管道和第二过渡管道的通路限定的空气动力

结构。空气动力结构包括压力侧、吸力侧和后缘,后缘具有改进的空气动力轮廓。

[0009] 方案1:一种用于涡轮系统的过渡管道组件,过渡管道组件包括:

[0010] 多个过渡管道,其设置成大致环形阵列,并包括第一过渡管道和第二过渡管道,多个过渡管道中的各个均包括入口、出口和在入口和出口之间延伸的通路,并且限定了纵向轴线、径向轴线和切向轴线,多个过渡管道中的各个过渡管道的出口沿着纵向轴线和切向轴线与入口偏置;以及

[0011] 空气动力结构,其由第一过渡管道和第二过渡管道的通路限定,空气动力结构包括压力侧、吸力侧和后缘,后缘具有改进的空气动力轮廓。

[0012] 方案2:根据方案1的过渡管道组件,其特征在于,空气动力结构限定了翼弦方向轴线、翼展方向轴线以及与翼弦方向轴线和翼展方向轴线垂直的偏航轴线,并且后缘在由翼弦方向轴线和偏航轴线限定的平面中是曲线形的。

[0013] 方案3:根据方案2的过渡管道组件,其特征在于,后缘朝向压力侧而弯曲。

[0014] 方案4:根据方案2的过渡管道组件,其特征在于,后缘朝向吸力侧而弯曲。

[0015] 方案5:根据方案2的过渡管道组件,其特征在于,后缘交替地朝向压力侧和吸力侧而弯曲。

[0016] 方案6:根据方案1的过渡管道组件,其特征在于,空气动力结构限定了翼弦方向轴线、翼展方向轴线以及与翼弦方向轴线和翼展方向轴线垂直的偏航轴线,并且后缘在由翼弦方向轴线和翼展方向轴线限定的平面中是曲线形的。

[0017] 方案7:根据方案6的过渡管道组件,其特征在于,后缘是凸起的。

[0018] 方案8:根据方案6的过渡管道组件,其特征在于,后缘是凹入的。

[0019] 方案9:根据方案6的过渡管道组件,其特征在于,后缘包括多个曲线形区段。

[0020] 方案10:根据方案6的过渡管道组件,其特征在于,后缘包括多个人字形部。

[0021] 方案11:根据方案10的过渡管道组件,其特征在于,空气动力结构限定了翼弦方向轴线、翼展方向轴线以及与翼弦方向轴线和翼展方向轴线垂直的偏航轴线,并且多个人字形部在由翼弦方向轴线和偏航轴线限定的平面中延伸。

[0022] 方案12:根据方案10的过渡管道组件,其特征在于,空气动力结构限定了翼弦方向轴线、翼展方向轴线以及与翼弦方向轴线和翼展方向轴线垂直的偏航轴线,并且多个人字形部在由翼弦方向轴线和翼展方向轴线限定的平面中延伸。

[0023] 方案13:根据方案1的过渡管道组件,其特征在于,在后缘中限定了通道。

[0024] 方案14:根据方案1的过渡管道组件,其特征在于,多个过渡管道中的各个过渡管道的出口沿着径向轴线进一步与多个过渡管道中的各个过渡管道的入口偏置。

[0025] 方案15:一种涡轮机,包括:

[0026] 入口区段;

[0027] 排气区段;

[0028] 压缩机区段;

[0029] 涡轮区段;以及

[0030] 位于压缩机区段和涡轮区段之间的燃烧器区段,燃烧器区段包括:

[0031] 多个过渡管道,其设置成大致环形阵列,并包括第一过渡管道和第二过渡管道,多个过渡管道中的各个均包括入口、出口和在入口和出口之间延伸的通路,并且限定了纵向

轴线、径向轴线和切向轴线,多个过渡管道中的各个过渡管道的出口沿着纵向轴线和切向轴线与入口偏置;以及

[0032] 空气动力结构,其由第一过渡管道和第二过渡管道的通路来限定,空气动力结构包括压力侧、吸力侧和后缘,后缘具有改进的空气动力轮廓。

[0033] 方案16:根据方案15的涡轮机,其特征在于,空气动力结构限定了翼弦方向轴线、翼展方向轴线以及与翼弦方向轴线和翼展方向轴线垂直的偏航轴线,并且后缘在由翼弦方向轴线和偏航轴线限定的平面中是曲线形的。

[0034] 方案17:根据方案15的涡轮机,其特征在于,空气动力结构限定了翼弦方向轴线、翼展方向轴线以及与翼弦方向轴线和翼展方向轴线垂直的偏航轴线,并且后缘在由翼弦方向轴线和翼展方向轴线限定的平面中是曲线形的。

[0035] 方案18:根据方案15的涡轮机,其特征在于,后缘包括多个人字形部。

[0036] 方案19:根据方案15的涡轮机,其特征在于,在后缘中限定了通道。

[0037] 方案20:根据方案15的涡轮机,其特征在于,涡轮区段包括第一级动叶组件,并且在第一级动叶组件的上游没有设置喷嘴。

[0038] 在参照以下描述和所附权利要求的条件下,本发明的这些以及其它的特征、方面和优点将变得更好理解。附图包含在本说明书中,并组成本说明书的一部分,其显示了本发明的实施例,并且与描述一起用于解释本发明的原理。

## 附图说明

[0039] 在参照附图所做的说明书中为本领域中的普通技术人员阐述了本发明的完整且开放的公开,包括其最佳模式,其中:

[0040] 图1是根据本公开的一个实施例的燃气涡轮系统的示意图;

[0041] 图2是根据本公开的一个实施例的燃气涡轮系统的若干部分的横截面图;

[0042] 图3是根据本公开的一个实施例的过渡管道的环形阵列的透视图;

[0043] 图4是根据本公开的一个实施例的多个过渡管道的顶部透视图;

[0044] 图5是根据本公开的一个实施例的过渡管道的侧部透视图;

[0045] 图6是根据本公开的一个实施例的过渡管道组件的剖面透视图,其包括相邻的过渡管道,并形成其之间的翼型的各个部分;

[0046] 图7是根据本公开的一个实施例的由过渡管道组件形成的翼型部分的横截面图,过渡管道组件包括相邻的过渡管道;

[0047] 图8是根据本公开的另一实施例的由过渡管道组件形成的翼型部分的横截面图,过渡管道组件包括相邻的过渡管道;

[0048] 图9是根据本公开的另一实施例的由过渡管道组件形成的翼型部分的横截面图,过渡管道组件包括相邻的过渡管道;

[0049] 图10是根据本公开的另一实施例的由过渡管道组件形成的翼型部分的横截面图,过渡管道组件包括相邻的过渡管道;

[0050] 图11是根据本公开的一个实施例的由过渡管道组件形成的翼型部分的侧视图,过渡管道组件包括相邻的过渡管道;

[0051] 图12是根据本公开的另一实施例的由过渡管道组件形成的翼型部分的侧视图,过

渡管道组件包括相邻的过渡管道；

[0052] 图13是根据本公开的另一实施例的由过渡管道组件形成的翼型部分的侧视图，过渡管道组件包括相邻的过渡管道；

[0053] 图14是根据本公开的另一实施例的由过渡管道组件形成的翼型部分的侧视图，过渡管道组件包括相邻的过渡管道；

[0054] 图15是根据本公开的另一实施例的由过渡管道组件形成的翼型部分的横截面图，过渡管道组件包括相邻的过渡管道；且

[0055] 图16是根据本公开的一个实施例的燃气涡轮系统的涡轮区段的横截面图。

### 具体实施方式

[0056] 现在将详细参考本发明的实施例，图中显示了其一个或多个示例。各个示例是通过本发明的说明而非本发明的限制的方式提供的。实际上，本领域中的技术人员应该懂得，在不脱离本发明的范围或精神的条件下可在本发明中做出各种修改和变化。例如，作为一个实施例的一部分而被显示或被描述的特征可与另一实施例使用，从而产生又一实施例。因而，假如这种修改和变化在所附权利要求和其等效范围内的话，本发明意图覆盖这种修改和变化。

[0057] 图1是涡轮机的示意图，其在所示的实施例中是一种燃气涡轮系统10。应该懂得，本公开的涡轮机不需要是燃气涡轮系统10，而可能是任何合适的涡轮系统或其它涡轮机，例如蒸汽涡轮系统或其它合适的系统。如图所示的系统10可包括压缩机区段12、燃烧器区段14和涡轮区段16，如下面所述，燃烧器区段可包括多个燃烧器15。压缩机区段12和涡轮区段16可通过轴18联接在一起。轴18可以是单个轴或多个轴段，其联接在一起而形成轴18。轴18可进一步联接到发电机或其它合适的能量储存装置上，或者可直接连接到例如电网上。入口区段19可将空气流提供给压缩机区段12，并且排气可从涡轮区段16通过排气区段20排出，并排出至并且/或者用于系统10或其它合适的系统中。来自系统10的排气例如可排出到大气中，流向蒸汽涡轮或其它合适的系统，或通过热回收蒸汽发生器进行再循环。

[0058] 参看图2，其显示了燃气涡轮系统10的若干个部分的简化图。如图2中所示，燃气涡轮系统10包括压缩机区段12，其如下面所述用于对流过系统10的工作流体进行加压。从压缩机区段12排出的加压的工作流体流入到燃烧器区段14中，其可包括围绕系统10的轴线成环形阵列设置的多个燃烧器15(图2中只显示了其中一个燃烧器)。进入燃烧器区段14中的工作流体与燃料例如天然气或另一合适的液体或气体进行混合并燃烧。热的燃烧气体从各个燃烧器15流向涡轮区段16以驱动系统10，并产生功率。

[0059] 燃气涡轮10中的燃烧器15可包括用于混合和燃烧工作流体和燃料的各种构件。例如，燃烧器15可包括外壳21，例如压缩机排气外壳21。各种套筒可至少部分地设置在外壳21上，各种套筒可能是轴向延伸的环形套筒。如图2中所示，套筒沿着通常纵向轴线98而轴向地延伸，使得套筒的入口与出口轴向对准。例如，燃烧器衬套22通常可在其中限定燃烧区域24。工作流体、燃料和可选的氧化剂的燃烧通常可能发生在燃烧区域24中。燃烧生成的热气体可通常沿着纵向轴线98轴向地流向下游，通过燃烧衬套22进入到过渡件26中，然后通常沿着纵向轴线98轴向地流过渡件26并进入到涡轮区段16中。

[0060] 燃烧器15还可包括燃料喷嘴40或多个燃料喷嘴40。燃料可通过一个或多个歧管

(未显示)供应至燃料喷嘴40。如下面论述的那样,燃料喷嘴40或多个燃料喷嘴40可将燃料和可选地将工作流体供应至燃烧区域24用于燃烧。

[0061] 现在参照图3至图15,根据本公开的燃烧器15可包括一个或多个过渡管道50,其被总称为过渡管道组件。本公开的过渡管道50可被提供来替代其它燃烧器的各种轴向延伸的套筒。例如,过渡管道50可替代轴向延伸的过渡件26,并可选地替代燃烧器15的燃烧器衬套22。因而,过渡管道可从燃料喷嘴40,或从燃烧器衬套22延伸。如这里论述的那样,过渡管道50可提供超越轴向延伸的燃烧器衬套22和过渡件26的各种优势,用于使工作流体流过并流向涡轮区段16。

[0062] 如图所示,多个过渡管道50可围绕纵向轴线90设置成环形阵列。此外,各个过渡管道50可在燃料喷嘴40或多个燃料喷嘴40和涡轮区段16之间延伸。例如,各个过渡管道50可从燃料喷嘴40延伸至涡轮区段16。因而,工作流体通常可从燃料喷嘴40通过过渡管道50而流向涡轮区段16。在某些实施例中,过渡管道50可有利地容许消除涡轮区段中的第一级喷嘴,其可消除任何相关联的阻力和压降,并提高系统10的效率与输出。

[0063] 各个过渡管道50可具有入口52、出口54和其之间的通路56。过渡管道50的入口52和出口54可具有通常圆形或椭圆形横截面、矩形横截面、三角形横截面或任何其它合适的多边形横截面。此外,应该懂得,过渡管道50的入口52和出口54不需要具有类似形状的横截面。例如,在一个实施例中,入口52可具有通常圆形的横截面,而出口54可具有通常矩形的横截面。

[0064] 此外,通路56通常可在入口52和出口54之间逐渐缩小。例如,在一个典型的实施例中,通路56的至少一部分通常可成圆锥形状。另外或作为备选,然而,通路56或其任何一部分可具有通常矩形横截面、三角形横截面或任何其它合适的多边形横截面。应该懂得,通路56的横截面形状可在整个通路56或者其任何部分上变化,因为通路56从相对较大的入口52逐渐缩小至相对较小的出口54。

[0065] 多个过渡管道50中的各个过渡管道50的出口54可与相应的过渡管道50的入口52偏置。这里使用的词语“偏置”意味着沿着标识的坐标方向而间隔开。多个过渡管道50中的各个过渡管道50的出口54可与相应的过渡管道50的入口52纵向偏置,例如沿着纵向轴线90偏置。

[0066] 另外,在典型的实施例中,多个过渡管道50中的各个过渡管道50的出口54可与相应的过渡管道50的入口52切向偏置,例如沿着切向轴线92偏置。因为多个过渡管道50中的各个过渡管道50的出口54与相应的过渡管道50的入口52切向偏置,所以过渡管道50可有利地利用通过过渡管道50的工作流体的流的切向分量,从而消除对于涡轮区段16中的第一级喷嘴的需求,如下面所述。

[0067] 此外,在典型的实施例中,多个过渡管道50中的各个过渡管道50的出口54可与相应的过渡管道50的入口52径向偏置,例如沿着径向轴线94偏置。因为多个过渡管道50中的各个过渡管道50的出口54与相应的过渡管道50的入口52径向偏置,所以过渡管道50可有利地利用通过过渡管道50的工作流体的流的径向分量,从而进一步消除对于涡轮区段16中的第一级喷嘴的需求,如下面所述。

[0068] 应该懂得相对于由过渡管道50的环形阵列所限定的圆周,切向轴线92和径向轴线94单独地针对各个过渡管道50进行限定,如图3中所示,而且基于围绕纵向轴线90而设置成

环形阵列的过渡管道50的数量,轴线92和94关于圆周对于各个过渡管道50而变化。

[0069] 如论述的那样,在燃烧的热气体流过过渡管道50之后,它们可从过渡管道50流入到涡轮区段16中。如图16中所示,根据本公开的涡轮区段16可包括护罩102,其可限定热气路径104。护罩102可由多个护罩块106形成。护罩块106可设置于一个或多个环形阵列,各个环形阵列可限定其中的热气路径104的一部分。

[0070] 涡轮区段16还可包括多个动叶112和多个喷嘴114。多个动叶112和喷嘴114可各至少部分地设置在热气路径104中。此外,多个动叶112和多个喷嘴114可设置于一个或多个环形阵列,各个环形阵列可限定热气路径104的一部分。

[0071] 涡轮区段16可包括多个涡轮级。各个级可包括以环形阵列设置的多个动叶112和以环形阵列设置的多个喷嘴114。例如,在一个实施例中,涡轮区段16可具有三个级,如图13中所示。例如,涡轮区段16的第一级可包括第一级喷嘴组件(未显示)和第一级动叶组件122。喷嘴组件可包括围绕轴18而周向地设置和固定的多个喷嘴114。动叶组件122可包括围绕轴18而周向地设置并联接在轴18上的多个动叶112。然而,在涡轮区段联接到包括多个过渡管道50的燃烧器区段14上的典型的实施例中,可消除第一级喷嘴组件,使得没有喷嘴设置在第一级动叶组件122上游。上游可相对于经过热气路径104的燃烧的热气体进行限定。

[0072] 涡轮区段16的第二级可包括第二级喷嘴组件123和第二级动叶组件124。包含在喷嘴组件123中的喷嘴114可围绕轴18周向地设置和固定。包含在动叶组件124中的动叶112可围绕轴18周向地设置,并联接在轴18上。第二级喷嘴组件123因而沿着热气路径104而定位在第一级动叶组件122和第二级动叶组件124之间。涡轮区段16的第三级可包括第三级喷嘴组件125和第三级动叶组件126。包含在喷嘴组件125中的喷嘴114可围绕轴18周向地设置和固定。包含在动叶组件126中的动叶112可围绕轴18周向地设置,并联接在轴18上。第三级喷嘴组件125因而沿着热气路径104而定位在第二级动叶组件124和第三级动叶组件126之间。

[0073] 应该懂得涡轮区段16并不局限于三级,相反任意数量的级都在本公开的精神和范围内。

[0074] 各个过渡管道50可与一个或多个相邻的过渡管道50对接。例如,图4至图12显示了多个过渡管道50的第一过渡管道130和第二过渡管道132。这些相邻的过渡管道130,132可包括接触面134,其可能是包含在过渡管道50的出口中的外表面。接触面134可与相邻的过渡管道50的相关联的接触面134相接触,如图所示,从而在过渡管道50之间提供接口。例如,第一和第二过渡管道130,132的接触面134可如图所示彼此接触,并在第一和第二过渡管道130,132之间提供接口。

[0075] 此外,相邻的过渡管道50,例如第一和第二过渡管道130,132可组合起来,以形成其之间的空气动力结构140,其具有翼型的各种空气动力表面。这种空气动力结构140例如可由过渡管道50的通路56的内表面来限定,并且当相邻的过渡管道50的接触表面134彼此对接时可进一步成形。这些各种表面可转移过渡管道50中的热气流,并因而消除了对于第一级喷嘴的需求,如上面论述的那样。例如,如图6至图8中所示,过渡管道50,例如第一过渡管道130的通路56的内表面可限定压力侧142,而相邻的过渡管道50例如第二过渡管道132的通路56的相反的内表面可限定吸力侧144。当相邻的过渡管道50例如其接触面134彼此对接时,压力侧142和吸力侧144可组合起来,以限定后缘146。

[0076] 现在参照图7至图15,根据本公开的空气动力结构140包括后缘146,其具有改进的

空气动力轮廓。在典型的实施例中,改进的空气动力轮廓可提高过渡管道50和涡轮机的效率,其通常通过例如在操作期间减少空气动力损失和进一步减少尾流来实现。此外,这种改进的空气动力轮廓可产生冲击第一级动叶组件的基本均匀的速度和温度场。因而,第一级动叶组件有利地经历了减少的高的循环疲劳负载和热负载。这种流动状况因而可改善第一级动叶组件的耐用性。

[0077] 通过修改后缘146的形状和/或后缘146的定向,后缘146可具有改进的空气动力轮廓。例如,图7至图10显示了根据本公开的典型实施例的后缘146的各种实施例,其具有改进的空气动力轮廓。如图所示,根据本公开的空气动力结构140限定了翼弦方向轴线152、翼展方向轴线154和偏航轴线156。各个轴线152,154,156通常垂直于其它轴线,如图所示,使得例如偏航轴线156垂直于翼弦方向轴线152和翼展方向轴线154。图7和图8显示了空气动力结构140的视图,其中由翼展方向轴线154和偏航轴线156限定了一个平面。在这个平面中,如图所示,后缘146或至少其一部分可以是曲线形或人字形。例如,在某些实施例中,如图7中所示,后缘146可能朝向压力侧142而弯曲,而在其它实施例中,如图8中所示,后缘146可朝向吸力侧144而弯曲。此外,虽然图7和图8显示了后缘146具有单个曲线形区段,但是在其它实施例中,如图10中所示,后缘146可包括多个曲线形区段。各个区段可具有独立的曲线,其可朝向压力侧142或吸力侧144而弯曲。可提供两个、三个、四个或更多个曲线形区段。因而,后缘146可具有曲线图案,其朝着压力侧142和吸力侧144而交替弯曲。或者,参照图9,后缘146可包括多个人字形部(chevron) 163,使得在由翼展方向轴线154和偏航轴线156限定的平面中,通常通过后缘146或其一部分提供锯齿形图案。或者,在后缘146上可提供毛发形特征或其它合适形状的特征,并且在该平面中延伸,从而造成与人字形部163的操作相似的湍流。

[0078] 图11至图13显示了带有后缘146的空气动力结构140的各种进一步的实施例,后缘146具有改进的空气动力轮廓。例如,图11至图13显示了在由翼弦方向轴线152和翼展方向轴线154限定的平面中的空气动力结构140。在这个平面中,如图所示,后缘146或至少其一部分可能是曲线形的。例如,在某些实施例中,如图9中所示,后缘146可具有凸起的曲线形状。在其它实施例中,如图10中所示,后缘146可具有凹入的曲线形状。此外,虽然图9和图10显示了后缘146具有单个曲线形区段,但是在其它实施例中,如图11中所示,后缘146可包括多个曲线形区段162。各个区段162可具有独立的曲线,其如图所示可能是凸起的或凹入的。可提供两个、三个、四个或更多个曲线形区段162。

[0079] 图14显示了带有后缘146空气动力结构140的进一步的实施例,后缘146在由翼弦方向轴线152和翼展方向轴线154所限定的平面中具有改进的空气动力轮廓。在这些实施例中,后缘146包括多个人字形部164,使得在由翼弦方向轴线152和翼展方向轴线154限定的平面中,通常通过后缘146或其一部分提供锯齿形图案。或者,在后缘146上可提供毛发形特征或其它合适形状的特征,并且在该平面中延伸,从而造成与人字形部164的操作相似的湍流。

[0080] 图15显示了带有后缘146的空气动力结构140的又一实施例,后缘146具有改进的空气动力轮廓。在这些实施例中,可在后缘146中,例如在接触面134的部分之间限定一个或多个通道166。合适的气体168例如燃烧气体、冷却气体等等的部分的射流可流过通道166,并在后缘146处排出。因而,可通过通道166和来自该处的排气168来促进流体混合。通道166

可经过定位,使得气体168在由翼弦方向轴线152和偏航轴线156所限定的平面中和/或由翼弦方向轴线152和翼展方向轴线154所限定的平面中通常沿着翼弦方向轴线152、或以合适的角度例如相对翼弦方向轴线152以某一角度而排出。

[0081] 因此,根据本公开的过渡管道组件有利地提高了涡轮机操作期间的效率,该过渡管道组件包括多个过渡管道50,其限定了其间的空气动力结构140。例如,包括后缘146的空气动力结构140的使用通常可通过例如在操作期间减少空气动力损失和进一步减少尾流来提高过渡管道50和涡轮机的效率,后缘146具有这里所论述的改进的空气动力轮廓。

[0082] 所撰写的说明书使用了示例来公开本发明,包括最佳模式,并还能够使本领域的任何技术人员实践发明,包括制造并使用任何装置或系统且执行任何所合并的方法。发明的可专利的范围由权利要求限定,并可以包括本领域的技术人员想到的其他示例。如果这样的其他示例具有与权利要求的字面语言没有区别的结构元件,或者如果这样的其他示例包括与权利要求的字面语言无实质区别的等同的结构元件,那么,这样的其他示例将在权利要求的范围内。

[0083] 部件列表

[0084] 10涡轮系统;12压缩机区段;14燃烧器区段;15燃烧器;16涡轮区段;18轴;21外壳;22燃烧器衬套;24燃烧区域;26过渡件;30流动套筒;32流路;34冲击套筒;36流路;38外部环带;40燃料喷嘴;50过渡管道;52入口;54出口;56通路;90纵向轴线;92切向轴线;94径向轴线;98纵向轴线;102护罩;104热气路径;106护罩块;112动叶;114喷嘴;122第一级动叶组件;123第二级喷嘴组件;124第二级动叶组件;125第三级喷嘴组件;126第三级动叶组件;130第一过渡管道;132第二过渡管道;134接触面;142压力侧;144吸力侧;146后缘;152翼弦方向轴线;154翼展方向轴线;156偏航轴线;162曲线形区段;163人字形部;164人字形部;168排气。

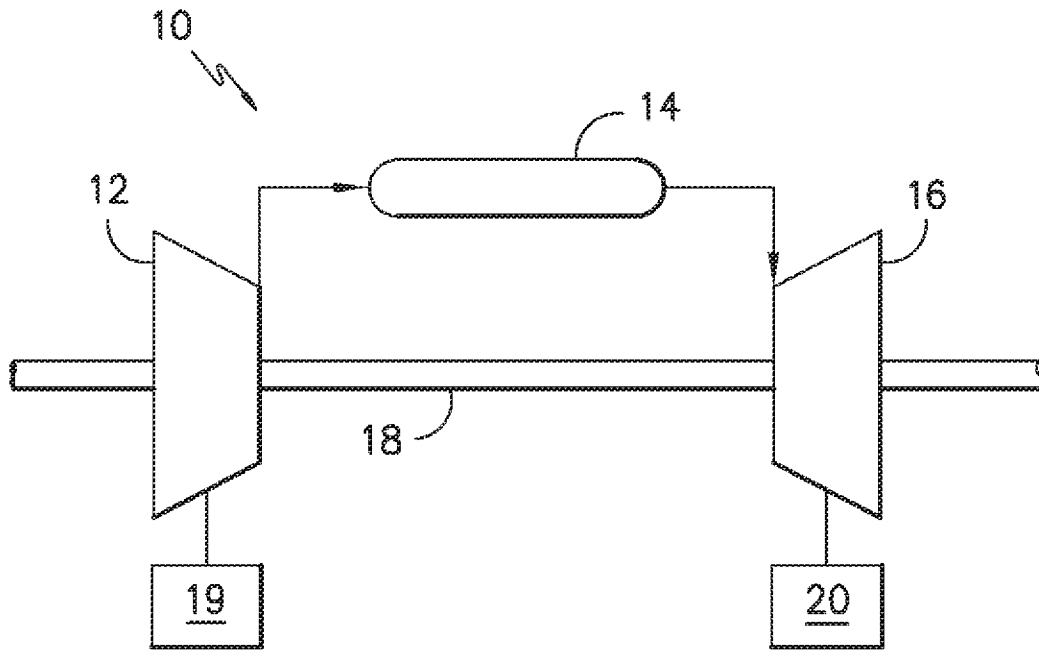


图 1

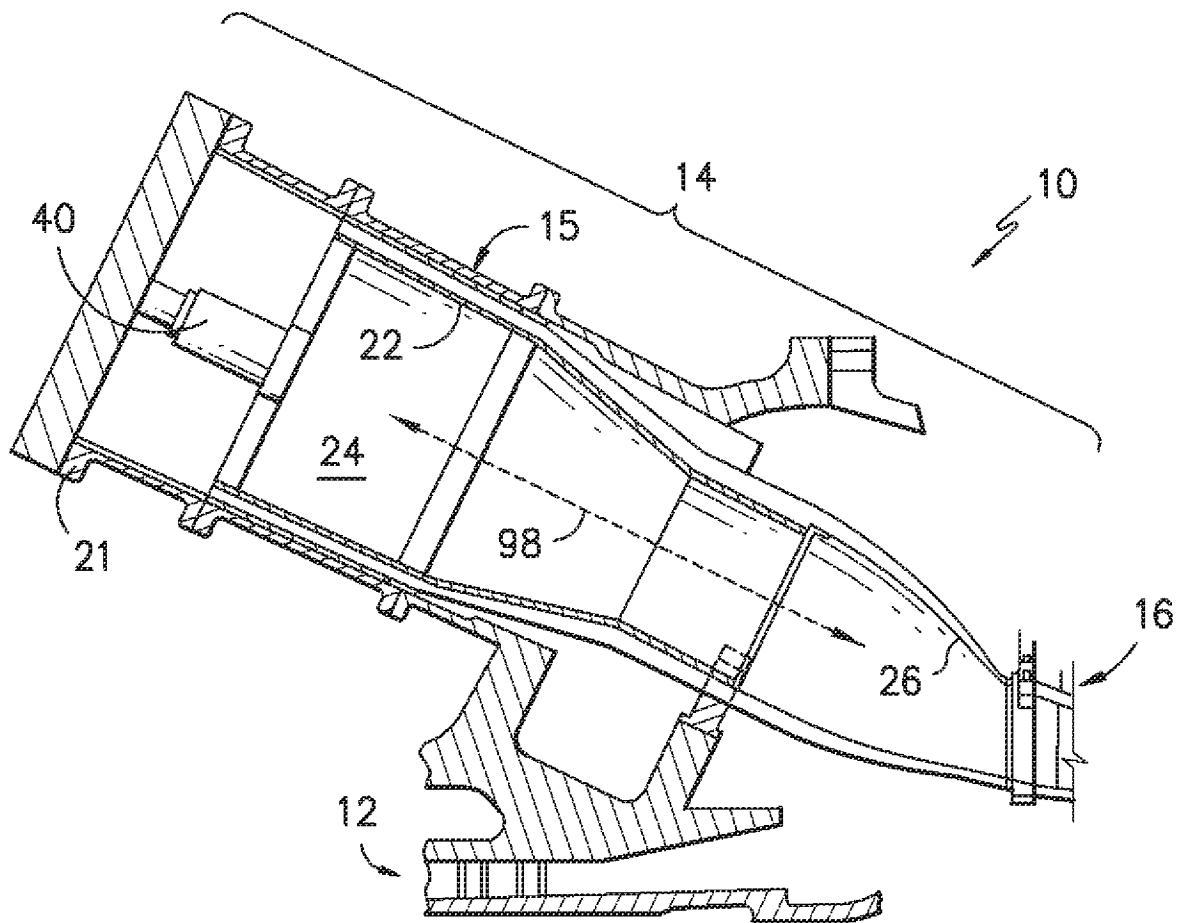


图 2

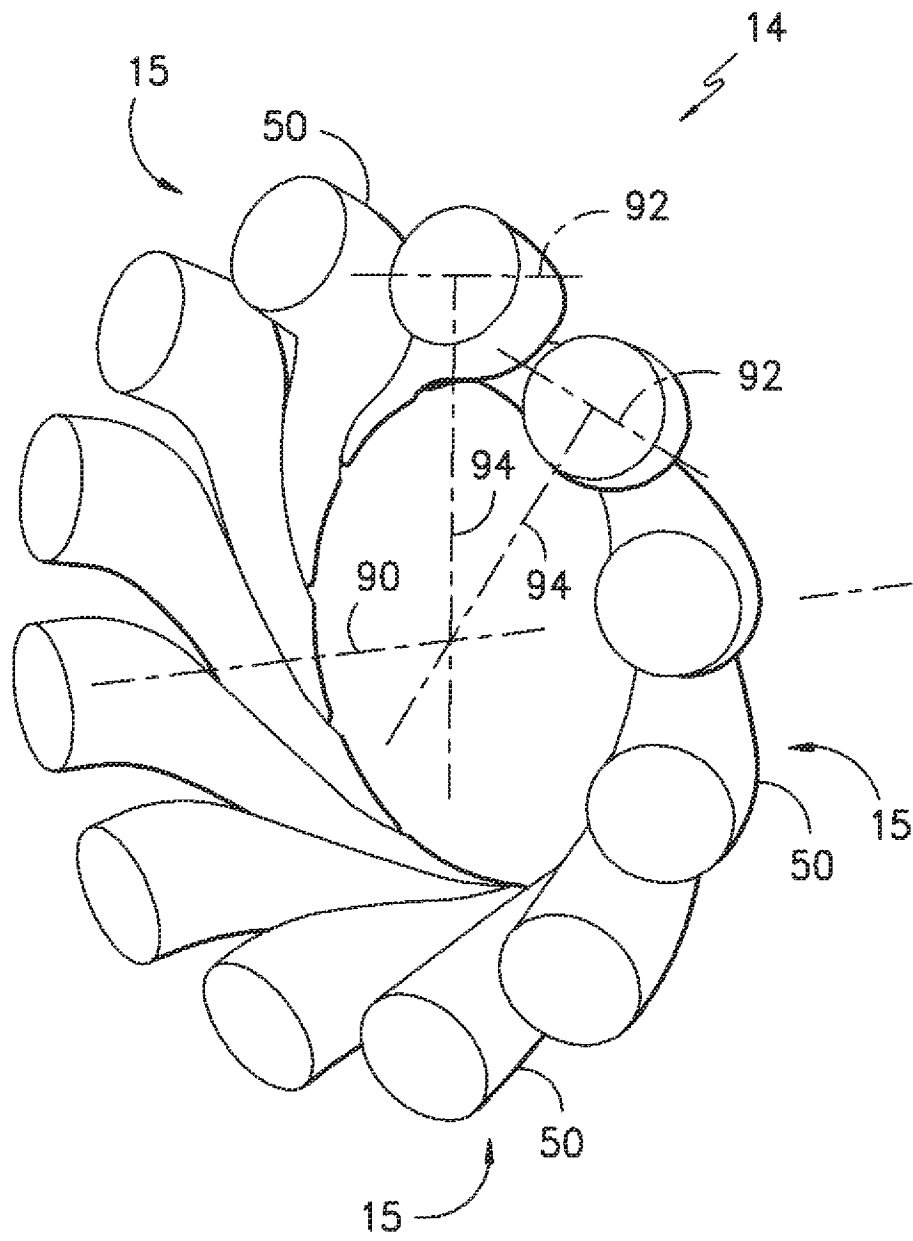


图 3

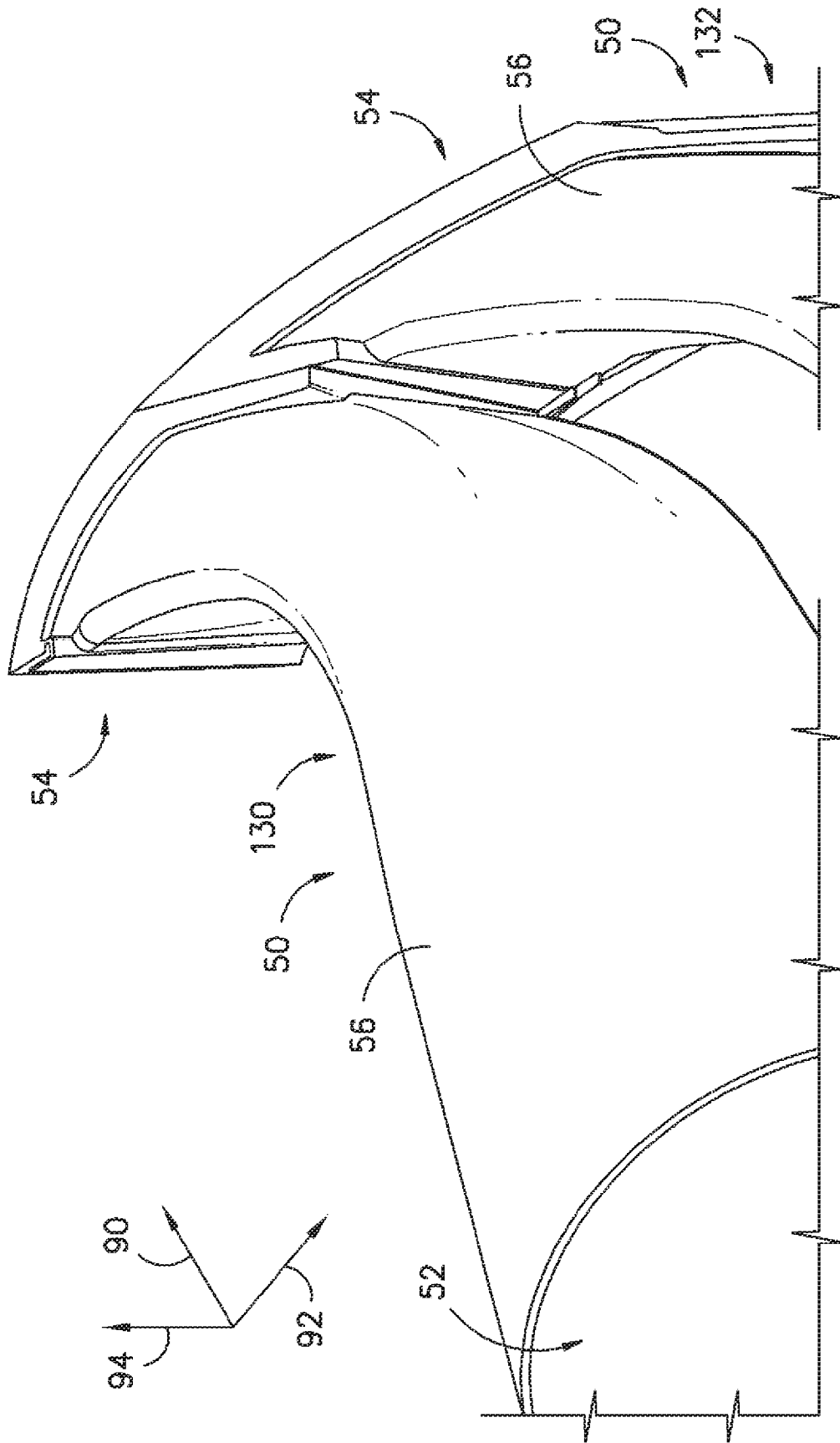


图 4

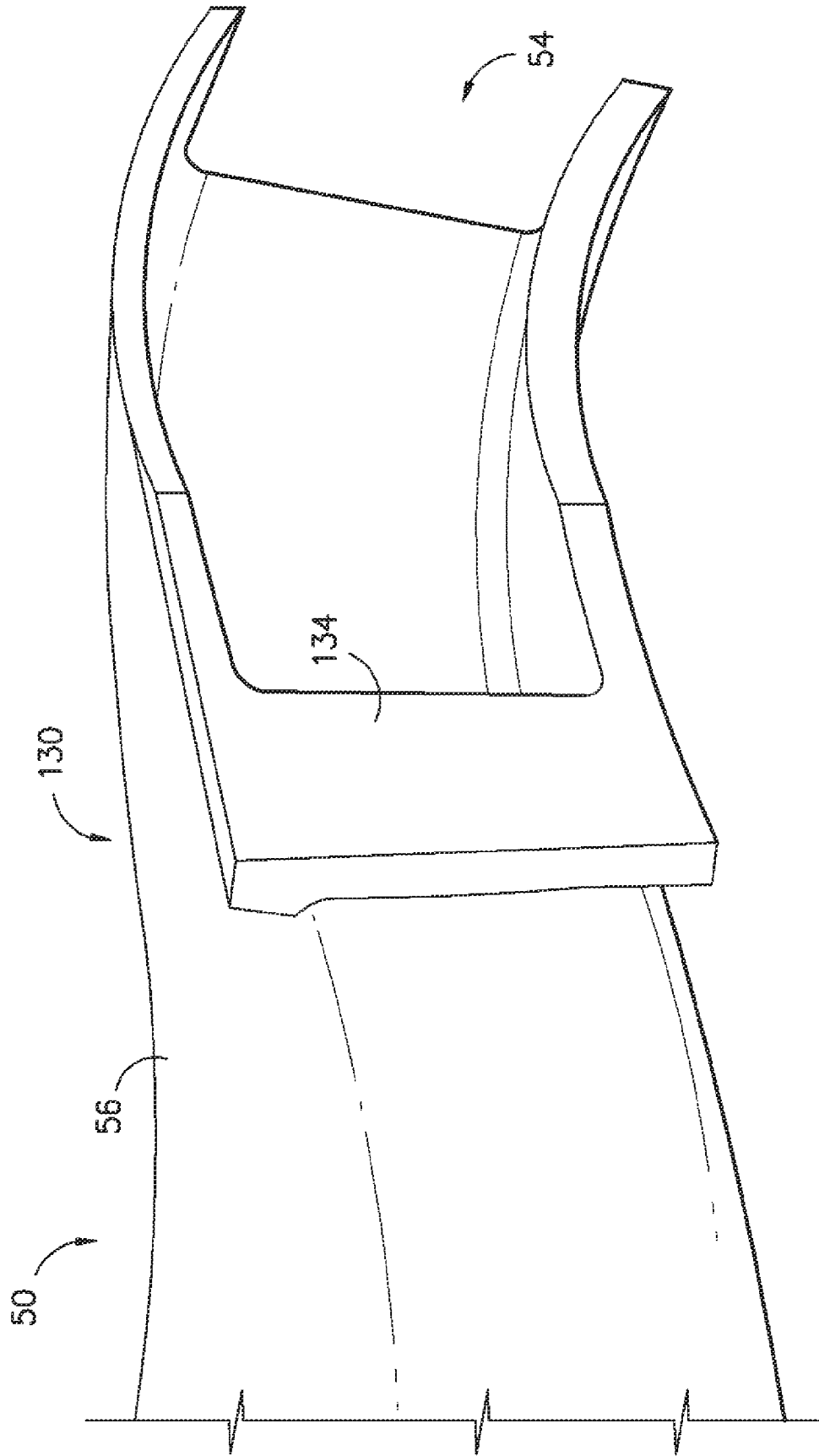


图 5

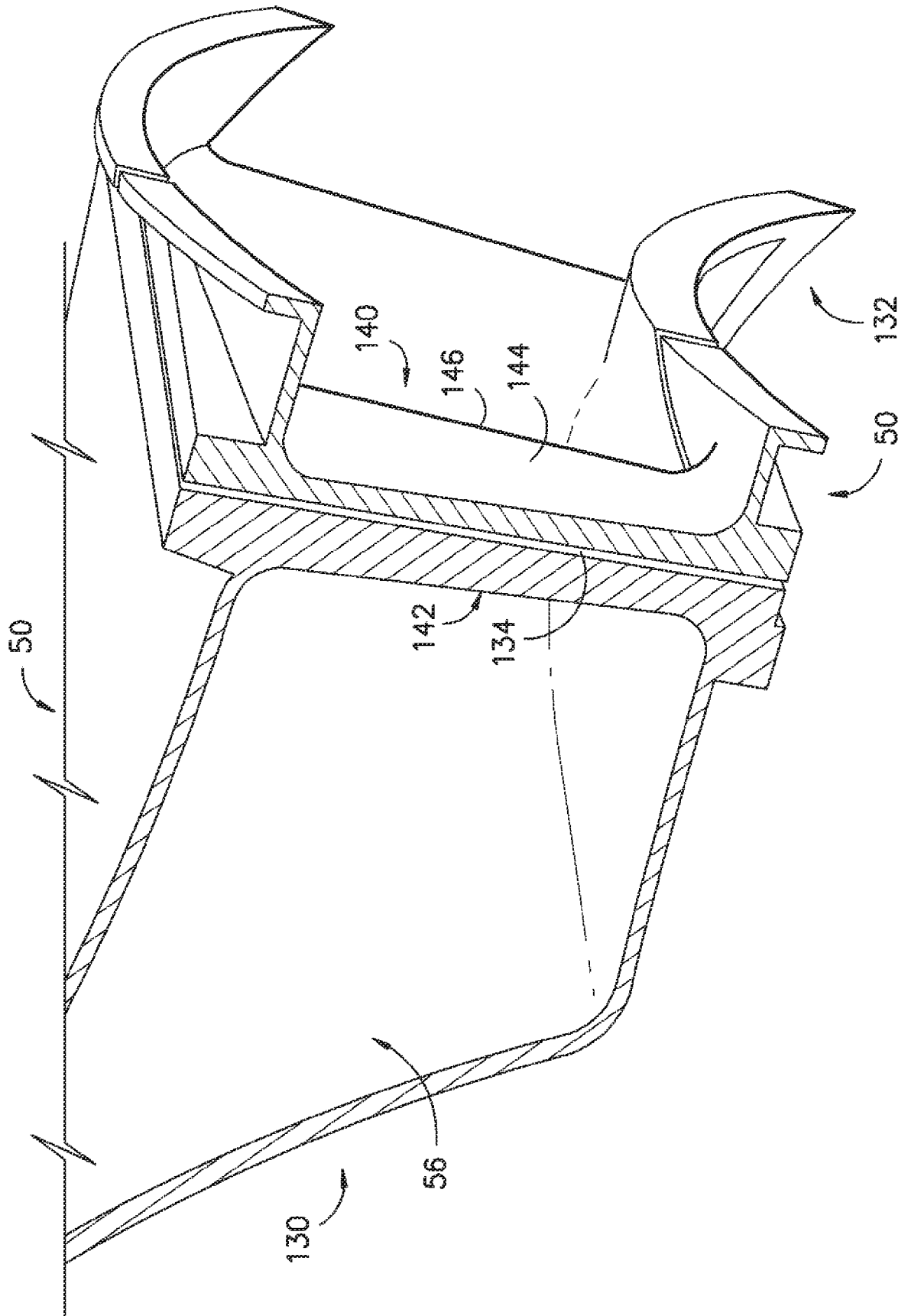


图 6

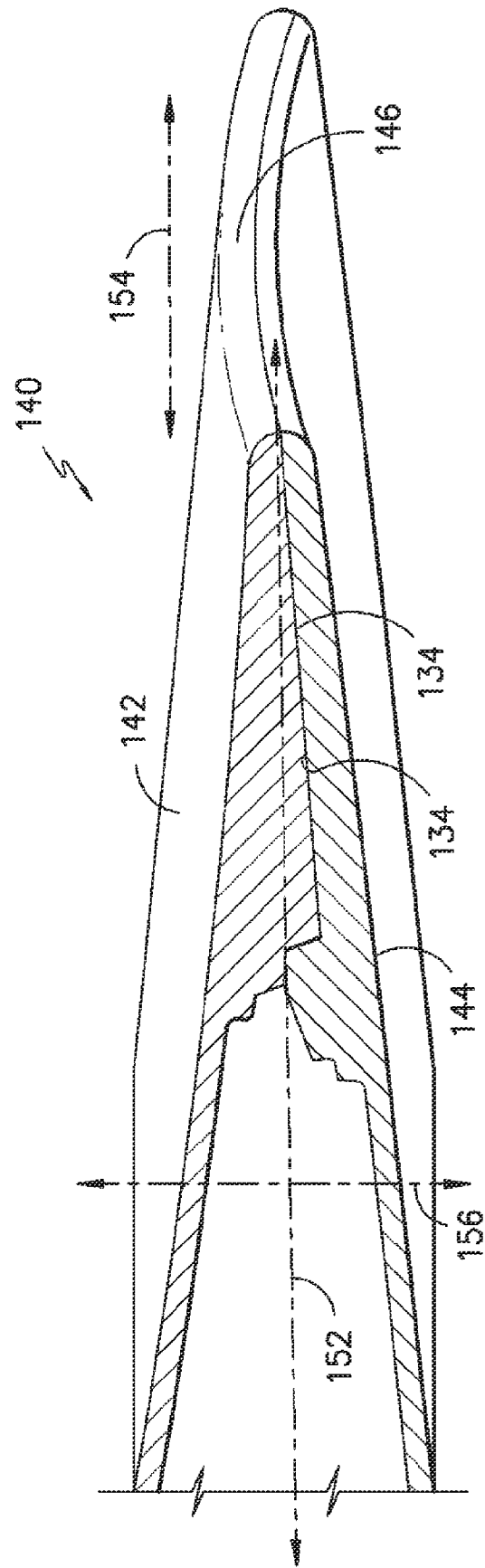


图 7

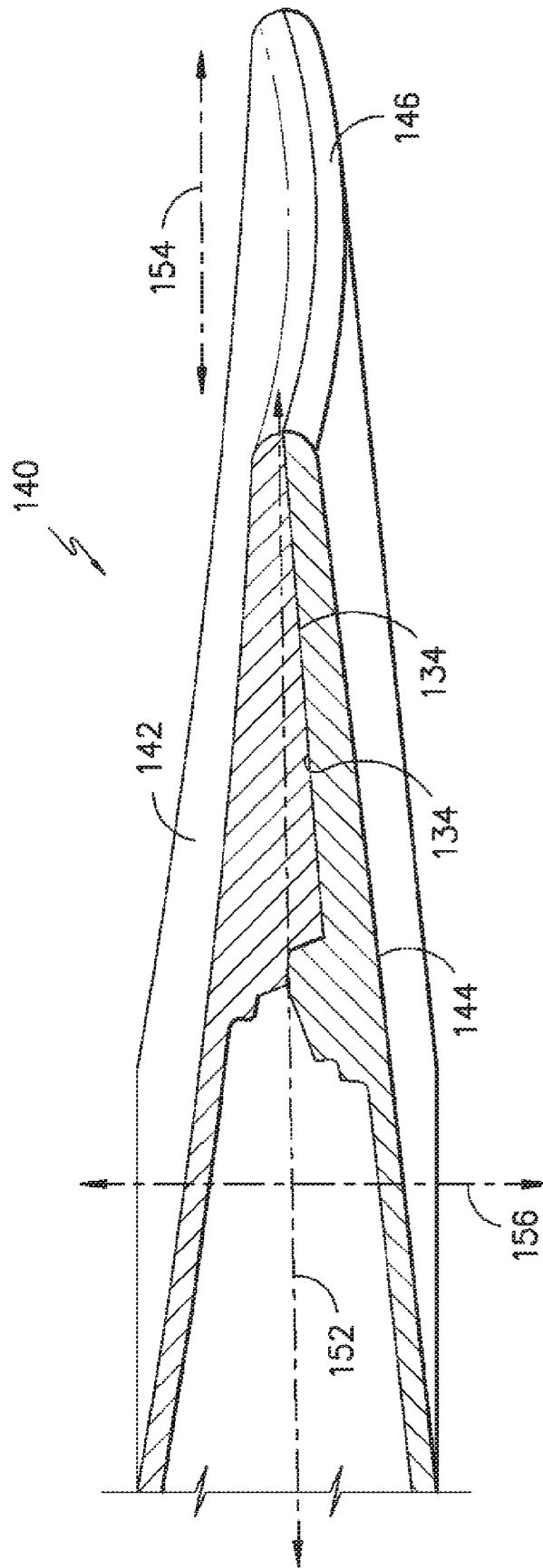


图 8

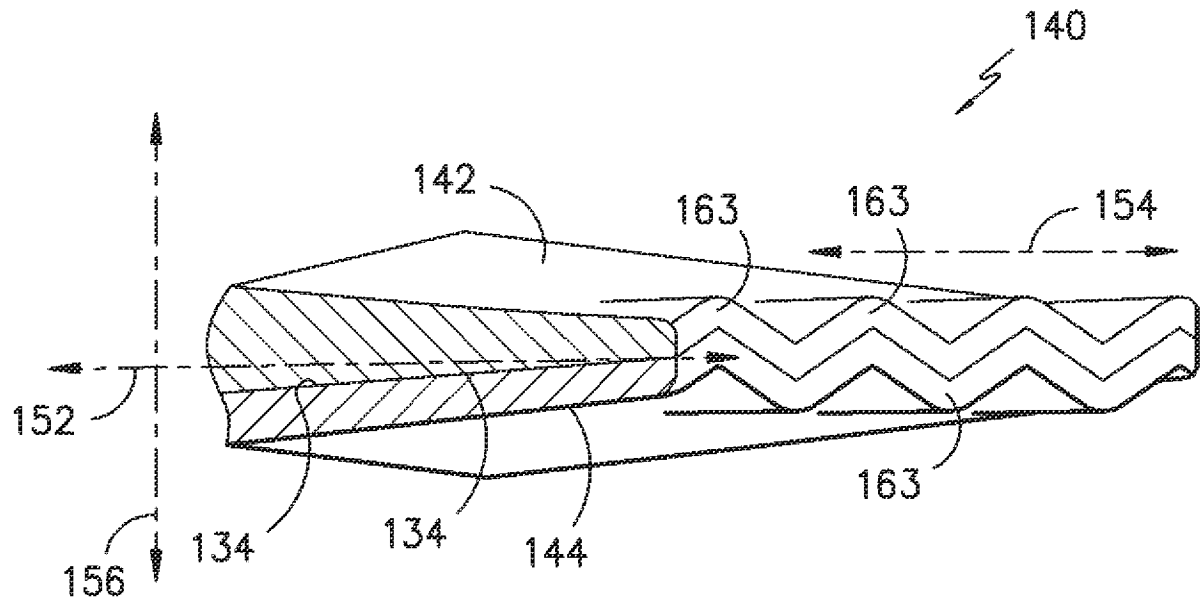


图 9

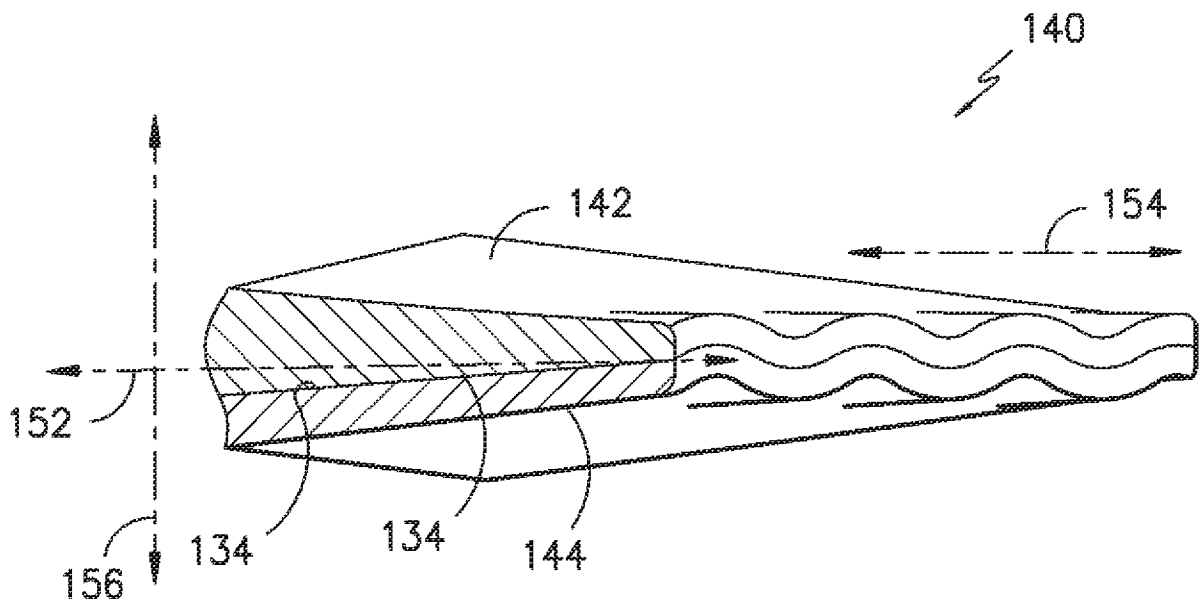


图 10

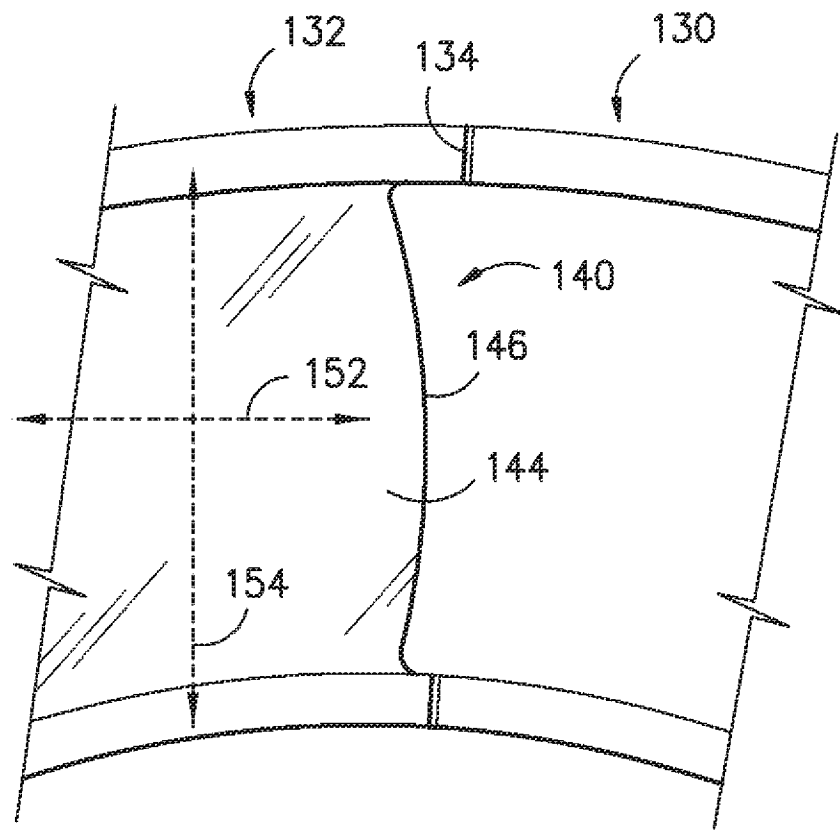


图 11

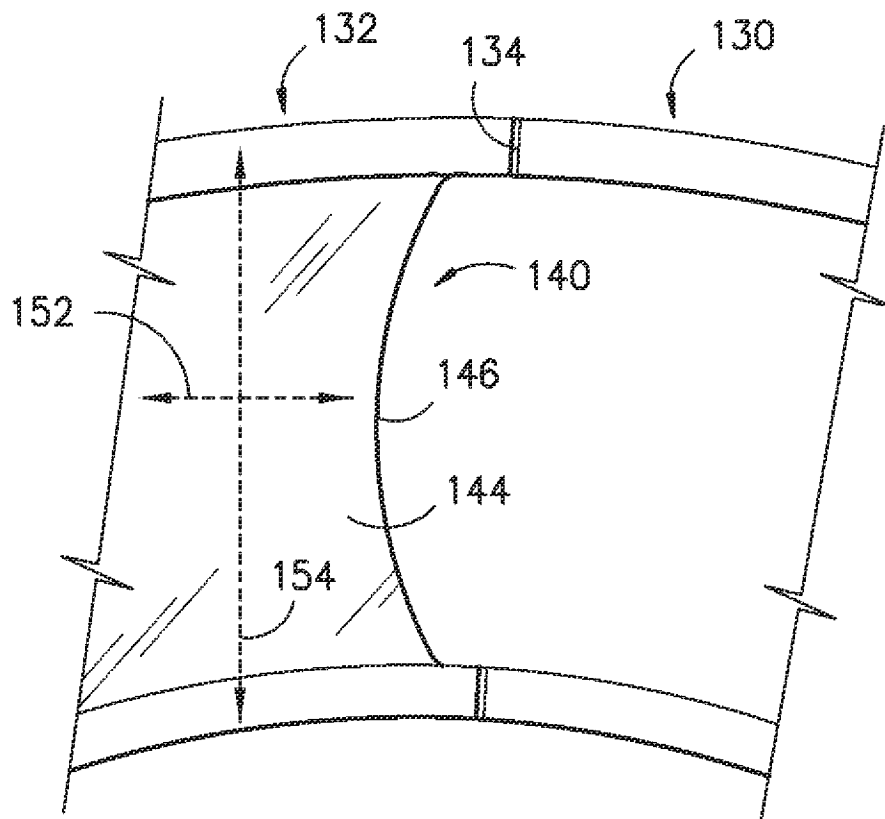


图 12

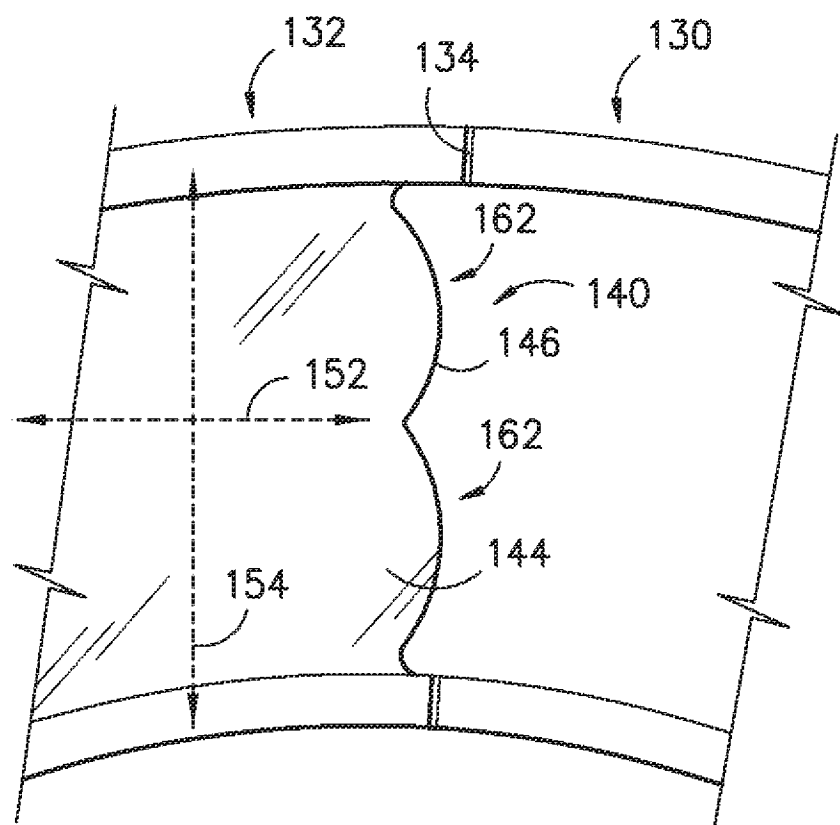


图 13

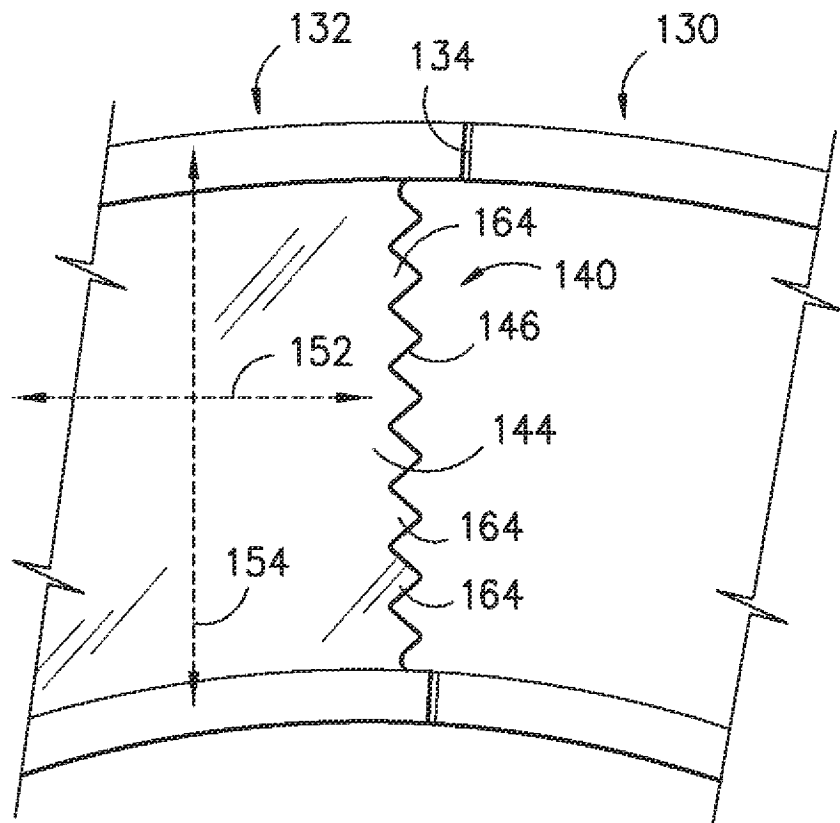


图 14

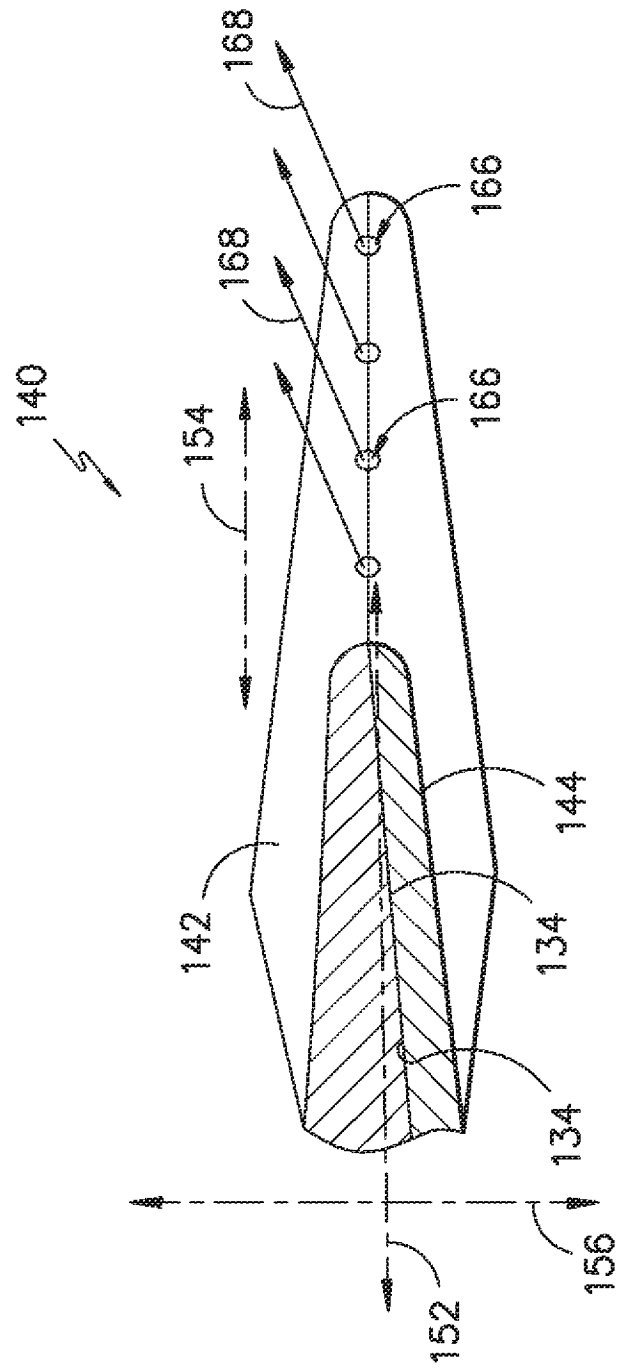


图 15

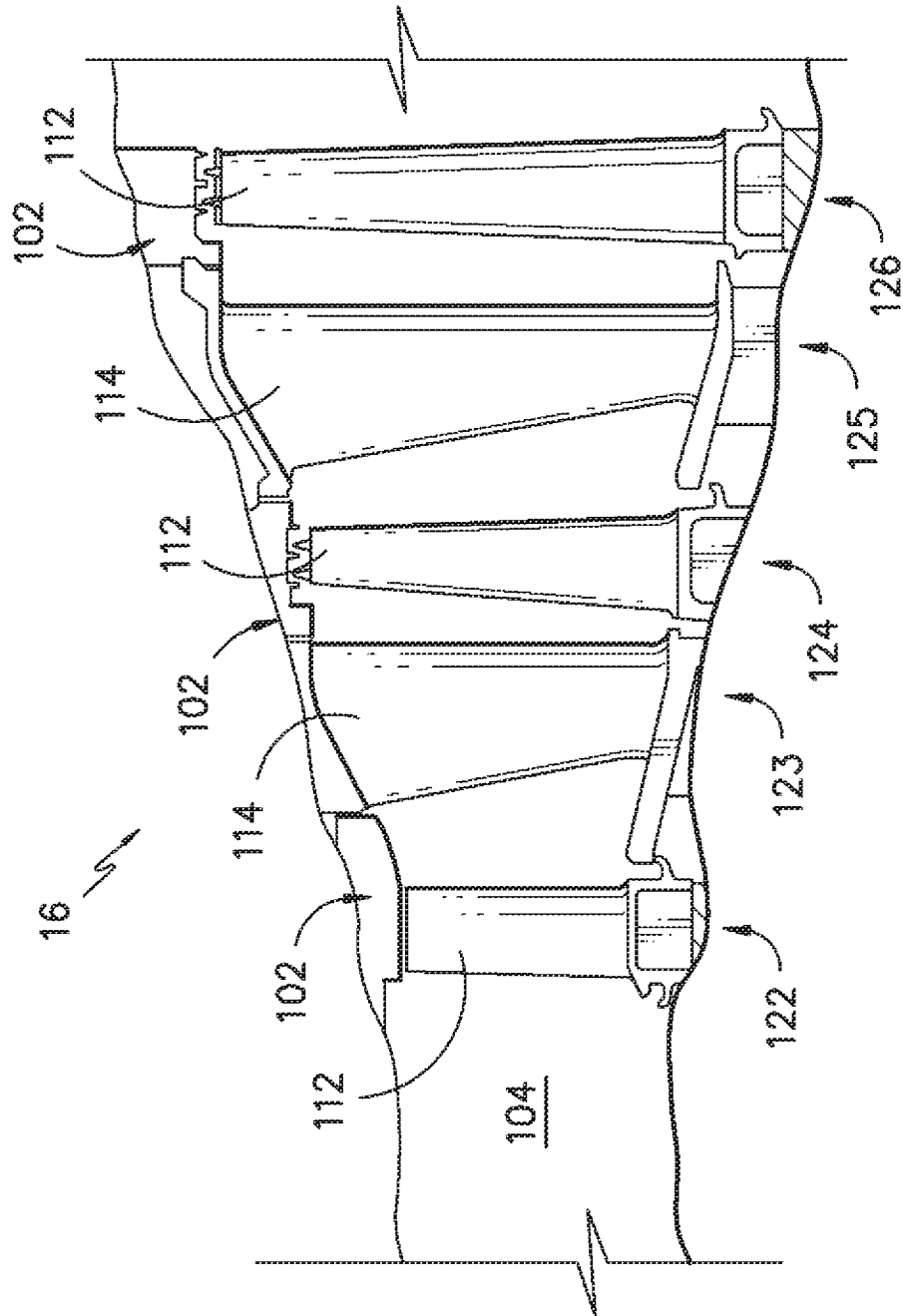


图 16