



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 115875085 B

(45) 授权公告日 2023.12.15

(21) 申请号 202211165976.5

(22) 申请日 2022.09.23

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 115875085 A

(43) 申请公布日 2023.03.31

(30) 优先权数据  
17/485,706 2021.09.27 US

(73) 专利权人 通用电气公司  
地址 美国纽约州

(72) 发明人 布兰登·韦恩·米勒 中野嗣治

(74) 专利代理机构 上海华诚知识产权代理有限公司 31300  
专利代理师 陈海琴

(51) Int.Cl.

F01D 9/02 (2006.01)

F02C 7/04 (2006.01)

F02C 7/042 (2006.01)

F02K 3/06 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 109139259 A, 2019.01.04

CN 109139256 A, 2019.01.04

CN 109139258 A, 2019.01.04

CN 109139260 A, 2019.01.04

EP 3124743 A1, 2017.02.01

审查员 韩宇

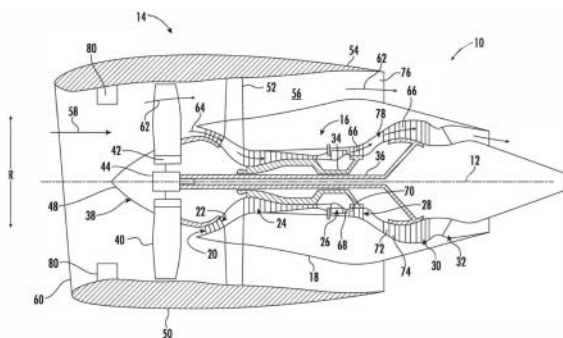
权利要求书2页 说明书14页 附图11页

(54) 发明名称

具有入口预旋流特征的燃气涡轮发动机

(57) 摘要

一种燃气涡轮发动机,其可包括风扇、设置在风扇上游的多个入口预旋流特征以及设置在风扇下游的出口导向轮叶组件。出口导向轮叶组件包括可以限定出口导向轮叶坚固度轮廓的多个出口导向轮叶,其中出口导向轮叶坚固度轮廓在内边界和出口导向轮叶跨度的百分之七十之间的径向位置处实现最小坚固度。风扇包括可以限定风扇坚固度轮廓的多个风扇叶片,其中风扇坚固度轮廓在风扇叶片跨度的百分之七十处的径向位置和外边界之间维持大于1.1的坚固度。



1. 一种燃气涡轮发动机,其特征在于,包括:  
风扇,所述风扇限定旋转轴线和径向方向;  
多个入口预旋流特征,所述多个入口预旋流特征设置在所述风扇的上游;以及  
出口导向轮叶组件,所述出口导向轮叶组件设置在所述风扇的下游,所述出口导向轮叶组件沿所述径向方向限定内边界并且沿所述径向方向限定外边界,所述出口导向轮叶组件包括多个出口导向轮叶,所述多个出口导向轮叶限定:  
出口导向轮叶跨度,所述出口导向轮叶跨度从所述内边界延伸到所述外边界;以及  
出口导向轮叶坚固度轮廓,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在所述内边界和所述外边界之间是可变的,并且其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在所述内边界和所述出口导向轮叶跨度的百分之七十(70%)处的径向位置之间的径向位置处实现最小坚固度。
2. 根据权利要求1所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在接近所述内边界处实现所述最小坚固度。
3. 根据权利要求1所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在接近所述内边界处实现最大坚固度。
4. 根据权利要求3所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在所述内边界和所述出口导向轮叶跨度的百分之十(10%)处的径向位置之间的径向位置处实现所述最大坚固度。
5. 根据权利要求4所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述最大坚固度大于2.2。
6. 根据权利要求5所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓从所述出口导向轮叶跨度的百分之二十(20%)处的径向位置到所述外边界保持低于2.0。
7. 根据权利要求4所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在所述出口导向轮叶跨度的百分之六十(60%)处的径向位置和所述外边界之间的径向位置处实现局部最大坚固度。
8. 根据权利要求1所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述最小坚固度小于1.96。
9. 根据权利要求1所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述多个出口导向轮叶限定出口导向轮叶交错轮廓,所述出口导向轮叶交错轮廓实现最小交错和最大交错,其中,所述最大交错比所述最小交错大至少百分之五十(50%)。
10. 根据权利要求9所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述最小交错在所述内边界和所述出口导向轮叶跨度的百分之六十(60%)处的径向位置之间的径向位置处实现。
11. 根据权利要求9所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述最大交错至少为二十度(20°)。
12. 根据权利要求1所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述多个入口预旋流特征限定旋流角轮廓,其中,所述旋流角轮廓在接近所述多个入口预旋流特征的径向内端处限定最小旋流角,并且在接近所述多个入口预旋流特征的径向外端处限定最大旋流角。
13. 根据权利要求12所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述最小旋流角小于五度(5°),并且所述最大旋流角大于十二度(12°)。

14. 根据权利要求1所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述多个入口预旋流特征中的每一个入口预旋流特征被构造为部分跨度入口导向轮叶,所述部分跨度入口导向轮叶附接到或集成到径向围绕所述风扇的机舱。

15. 一种燃气涡轮发动机,其特征在于,包括:

多个入口预旋流特征;以及

风扇,所述风扇设置在所述多个入口预旋流特征的下游并限定旋转轴线和径向方向,所述风扇沿所述径向方向限定内边界并且沿所述径向方向限定外边界,所述风扇包括多个风扇叶片,所述多个风扇叶片限定:

风扇叶片跨度,所述风扇叶片跨度在所述径向方向上从所述内边界延伸到所述外边界;以及

风扇坚固度轮廓,其中,所述风扇坚固度轮廓在所述内边界和所述外边界之间是可变的,并且其中,所述风扇坚固度轮廓在所述风扇叶片跨度的百分之七十(70%)处的径向位置和所述外边界之间维持大于1.1的坚固度。

16. 根据权利要求15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述风扇坚固度轮廓在所述风扇叶片跨度的百分之七十(70%)处的所述径向位置和所述外边界之间维持1.3和1.4之间的坚固度。

17. 根据权利要求15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述多个入口预旋流特征中的每一个入口预旋流特征被构造为部分跨度入口导向轮叶,所述部分跨度入口导向轮叶具有在所述风扇叶片跨度的百分之五(5%)处的径向位置和百分之五十五(55%)处的径向位置之间的预旋流特征跨度。

18. 根据权利要求17所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述多个入口预旋流特征限定旋流角轮廓,其中,所述旋流角轮廓沿所述径向方向在接近所述多个入口预旋流特征的内端处限定最小旋流角,并且沿所述径向方向在接近所述多个入口预旋流特征的外端处限定最大旋流角。

19. 根据权利要求15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述多个风扇叶片中的每个风扇叶片限定尖端部分,其中,每个相应的尖端部分实现大于所述风扇的直径的百分之二十一(21%)的弦。

20. 根据权利要求15所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,其中,所述风扇的压力比轮廓在所述风扇叶片跨度的百分之十(10%)处的径向位置和所述风扇叶片跨度的百分之九十(90%)处的径向位置之间变化不超过百分之十五(15%)。

## 具有入口预旋流特征的燃气涡轮发动机

### 技术领域

[0001] 本公开大体涉及构造成与一个或多个入口预旋流特征一起使用的燃气涡轮发动机。

### 背景技术

[0002] 燃气涡轮发动机通常包括布置成彼此流动连通的风扇和涡轮机。燃气涡轮发动机的涡轮机通常以串行流动顺序包括压缩机区段、燃烧区段、涡轮区段和排气区段。在操作中,空气从风扇提供到压缩机区段的入口,在压缩机区段中一个或多个轴向压缩机逐渐压缩空气直到它到达燃烧区段。在燃烧区段内使用一个或多个燃料喷嘴将燃料与压缩空气混合并燃烧,以提供燃烧气体。燃烧气体从燃烧区段导向到涡轮区段。通过涡轮区段的燃烧气体流驱动涡轮区段,并且然后被导向通过排气区段,例如,进入大气。

[0003] 典型的燃气涡轮发动机包括涡轮区段内的驱动涡轮,驱动涡轮被构造为驱动例如压缩机区段的低压压缩机和风扇。尽管驱动涡轮可以在相对高的速度下更有效地操作,但本公开的发明人已经发现,由于诸如风扇处或更下游处的流动分离和冲击损失的低效率,驱动风扇的高速操作可能存在问题。减速机制已用于降低风扇速度,但会增加复杂性、重量和费用。因此,本公开的发明人已经发现需要设计成在高风扇速度下有效操作的燃气涡轮发动机。

### 附图说明

[0004] 结合在本说明书中并构成本说明书的一部分的附图示出了本公开的实施例,并且与说明一起用于解释本公开的原理。

[0005] 图1是根据本主题的各种实施例的示例性燃气涡轮发动机的示意截面视图;

[0006] 图2是图1的示例性燃气涡轮发动机的前端的特写示意截面视图;

[0007] 图3是沿图2中的线3-3截取的入口预旋流特征的截面视图;

[0008] 图4是沿图2中的线4-4截取的图3的入口预旋流特征的截面视图;

[0009] 图5是出口导向轮叶组件的局部立体图;

[0010] 图6是出口导向轮叶组件的示意截面视图;

[0011] 图7是沿图6中的线7-7截取的图6的出口导向轮叶组件的局部示意俯视图;

[0012] 图8是描绘出口导向轮叶坚固度作为跨度的函数的图表;

[0013] 图9是描绘出口导向轮叶交错作为跨度的函数的图表;

[0014] 图10是风扇组件的立体图;

[0015] 图11是描绘风扇坚固度作为跨度的函数的图表;

[0016] 图12是描绘风扇叶片弦作为跨度的函数的图表;

[0017] 图13是描绘风扇叶片交错作为跨度的函数的图表;和

[0018] 图14是描绘风扇的压力比轮廓作为跨度的函数的图表。

[0019] 本文公开的实施例的其他方面和优点将在考虑以下详细描述时变得显而易见,其

中类似或相同的结构可以具有类似或相同的附图标记。

### 具体实施方式

[0020] 现在将详细参考本公开的当前实施例,其一个或多个示例在附图中示出。详细描述使用数字和字母标号来指代附图中的特征。附图和描述中的相似或类似的标号已用于指代本公开的相似或类似部分。

[0021] 如本文所用,术语“第一”、“第二”和“第三”可以互换使用以将一个部件与另一个部件区分开,并且不旨在表示各个部件的位置或重要性。

[0022] 术语“前”和“后”是指燃气涡轮发动机内的相对位置,前是指更靠近发动机入口的位置,而后是指更靠近发动机喷嘴或排气的位置。

[0023] 术语“上游”和“下游”是指相对于流体路径中的流体流动的相对方向。例如,“上游”是指流体从其流动的方向,“下游”是指流体向其流动的方向。

[0024] 除非上下文另有明确规定,否则单数形式“一”、“一种”和“该”包括复数引用。

[0025] 如在整个说明书和权利要求书中使用的,近似语言被应用于修饰可以允许变化而不会导致与其相关的基本功能发生改变的任何定量表示。因此,由诸如“约”、“近似”和“基本上”的术语修饰的值不限于指定的精确值。在至少一些情况下,近似语言可以对应于用于测量该值的仪器的精度,或用于构造或制造部件和/或系统的方法或机器的精度。例如,在某些情况下,近似语言可以指在10%的裕度内。

[0026] 在此以及在整個说明书和权利要求书中,除非上下文或语言另有说明,否则范围限制可以被组合和互换,使得所识别的范围包括其中包含的所有子范围。例如,本文公开的所有范围都包括端点,并且端点可以相互独立地组合。

[0027] 术语“涡轮机”或“涡轮机械”是指包括一个或多个压缩机、发热区段(例如,燃烧区段)和一起生成扭矩输出的一个或多个涡轮的机器。

[0028] 术语“燃气涡轮发动机”是指具有涡轮机作为其动力源的全部或一部分的发动机。示例燃气涡轮发动机包括涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮喷气发动机、涡轮轴发动机等,以及这些发动机中的一个或多个的混合电动版本。

[0029] 术语“燃烧区段”是指用于涡轮机的任何热添加系统。例如,术语燃烧区段可以指包括爆燃燃烧组件、旋转爆震燃烧组件、脉冲爆震燃烧组件或其他适当的热添加组件中的一个或多个的区段。在某些示例性实施例中,燃烧区段可以包括环形燃烧器、罐形燃烧器、管状燃烧器、驻涡燃烧器(TVC)或其他合适的燃烧系统,或其组合。

[0030] 随着燃气涡轮发动机中的空气速度增加,流动分离会发生在发动机内的空气动力学表面上。流动分离可以通过预旋流特征进行管理,以减少发动机内的气流和空气动力学表面之间的速度差异。然而,已经发现现有的空气动力学表面不能最佳地管理预旋流特征下游的气流。本公开的目的是提供技术解决方案,用于最佳地管理燃气涡轮发动机中的预旋流特征下游的气流。

[0031] 为了最佳地管理燃气涡轮发动机中的预旋流特征下游的气流,本文提供的技术解决方案是,构造出口导向轮叶坚固度轮廓以在内边界和出口导向轮叶跨度的百分之七十(70%)之间的径向位置处实现最小坚固度。进一步的技术方案是构造风扇坚固度轮廓,在风扇叶片跨度的百分之七十(70%)和外边界之间的径向位置处保持大于1.2的坚固度。

[0032] 现在参考附图,其中相同的数字在所有附图中指示相同的元件,图1是根据本公开的示例性实施例的燃气涡轮发动机的示意横截面视图。更具体地,对于图1的实施例,燃气涡轮发动机是高旁通涡轮风扇喷气发动机10,本文称为“涡轮风扇发动机10”。如图1所示,涡轮风扇发动机10限定轴向方向A(平行于提供参考的纵向中心线12延伸)、径向方向R和周向方向C(即,绕轴向方向A延伸的方向)。通常,涡轮风扇发动机10包括风扇区段14和设置在风扇区段14下游的涡轮机16。

[0033] 所描绘的示例性涡轮机16大体包括限定环形入口20的基本上管状外壳体18。外壳体18以串行流动关系包围:压缩机区段,其包括增压或低压(LP)压缩机22和高压(HP)压缩机24;燃烧区段26;涡轮区段,其包括高压(HP)涡轮28和低压(LP)涡轮30;以及喷射排气喷嘴区段32。高压(HP)轴或线轴34将HP涡轮28驱动地连接到HP压缩机24。低压(LP)轴或线轴36将LP涡轮30驱动地连接到LP压缩机22。LP涡轮30也可以称为“驱动涡轮”。

[0034] 对于所描绘的实施例,风扇区段14包括风扇38,风扇38具有以间隔开的方式联接到盘42的多个风扇叶片40。如在图1的实施例中,风扇38可以被构造用于多个风扇叶片40的可变螺距调节。如图所示,风扇叶片40大致沿径向方向R从盘42向外延伸。借助于风扇叶片40可操作地联接到合适的致动构件44,每个风扇叶片40可相对于盘42绕螺距轴线P旋转,该致动构件44被构造为共同地一致改变风扇叶片40的螺距。风扇38机械地联接到LP涡轮30或驱动涡轮并可与其一起旋转。更具体地,在“直接驱动”构造中,风扇叶片40、盘42和致动构件44可通过LP轴36绕纵向中心线12一起旋转。因此,风扇38以这样的方式与LP涡轮30联接,使得风扇38可由LP涡轮30以与LP涡轮30相同的转速旋转。尽管所描绘的实施例提供了风扇38具有绕纵向中心线12的旋转轴线,但是可以设想风扇的旋转轴线也可以不同于纵向中心线12,如在离轴风扇布置中。

[0035] 如上所述,图1中描绘的风扇38是高旁通涡轮风扇发动机10的一部分。例如,绕过涡轮机16的空气质量流率可以显著超过进入涡轮机16的空气质量流率。如以下参考分别由箭头62和64指示的空气的第一部分和第二部分所限定的旁通比可以在2:1和20:1之间的范围内。在某些实施例中,旁通比可以超过3:1、5:1、8:1或10:1。为了实现这些旁通比,可能需要相对大的风扇38。在某些实施例中,风扇38的直径可以在六十至一百三十英寸的范围内。例如,风扇38的直径可以是至少七十英寸,例如风扇38的实施例的直径可以是八十、九十或一百英寸。随着风扇38的直径增加,给定转速的最大线速度也增加。随着线速度的增加,维持风扇38处的流动附接和下游的有效流动特性存在技术问题。本文的技术目标是提供高旁通涡轮风扇发动机的构造,该高旁通涡轮风扇发动机可在相对高的转速和线性速度下有效地操作。

[0036] 然而,应当理解,图1中描绘的示例性涡轮风扇发动机10仅作为示例,并且在其他示例性实施例中,涡轮风扇发动机10可以具有任何其他合适的构造。例如,在其他示例性实施例中,风扇38可以被构造为固定螺距风扇。此外,涡轮风扇发动机10可以被构造为齿轮传动涡轮风扇发动机,其在LP轴36和风扇区段14之间具有减速齿轮箱。

[0037] 此外,应当理解,风扇38限定风扇压力比,并且多个风扇叶片40各自限定风扇尖端速度。如下文将更详细描述,所描绘的示例性涡轮风扇发动机10在涡轮风扇发动机以额定速度操作期间限定相对高的风扇尖端速度和相对低的风扇压力比。如本文所用,“风扇压力比”是指在风扇38的操作期间紧邻多个风扇叶片40下游的压力与在风扇38的操作期间紧

邻多个风扇叶片40上游的压力的比。同样如本文所用,由多个风扇叶片40限定的“风扇尖端速度”是指在风扇38的操作期间风扇叶片40沿径向方向R的外尖端的线速度。此外,仍然如本文所用,术语“额定速度”是指涡轮风扇发动机10的最大操作速度,其中涡轮风扇发动机10生产大量的功率。

[0038] 仍然参考图1的示例性实施例,盘42被可旋转前毂48覆盖,可旋转前毂48在空气动力学上成形为促进气流通过多个风扇叶片40。此外,示例性风扇区段14包括环形风扇壳体或外机舱50,其周向围绕风扇38的多个风扇叶片40和/或涡轮机16的至少一部分。更具体地,机舱50的下游区段54在涡轮机16的外部分上方延伸,以便在其间限定旁通气流通道。此外,对于所描绘的实施例,机舱50由多个周向间隔开的出口导向轮叶52相对于涡轮机16被支撑。多个出口导向轮叶52可以直接与涡轮机16和机舱50中的每一个接口,或者一个或多个中间部件可以一起起作用以在它们之间提供相对支撑。

[0039] 在涡轮风扇发动机10的操作期间,一定量空气58通过机舱50和/或风扇区段14的相关入口60进入涡轮风扇发动机10。当一定量空气58穿过风扇叶片40时,如箭头62所示的空气58的第一部分被引导或导向到旁通气流通道56中,而如箭头64所示的空气58的第二部分被引导或导向到LP压缩机22中。第一部分空气62和第二部分空气64之间的比通常称为旁通比。随着第二部分空气64被导向通过高压(HP)压缩机24并进入燃烧区段26,第二部分空气64的压力随后增加,在燃烧区段26中第二部分空气64与燃料混合并燃烧,以提供燃烧气体66。

[0040] 燃烧气体66被导向通过HP涡轮28,其中来自燃烧气体66的一部分热能和/或动能经由联接到外壳体18的HP涡轮定子轮叶68和联接到HP轴或线轴34的多个HP涡轮转子叶片70的顺序级提取,因此使HP轴或线轴34旋转,从而支持HP压缩机24的操作。燃烧气体66然后被导向通过LP涡轮30,其中经由联接到外壳体18的LP涡轮定子轮叶72和联接到LP轴或线轴36的多个LP涡轮转子叶片74的顺序级从燃烧气体66中提取第二部分热能和动能,因此使LP轴或线轴36旋转,从而支持LP压缩机22的操作和/或风扇38的旋转。

[0041] 燃烧气体66随后被导向通过涡轮机16的喷射排气喷嘴区段32,以提供推进推力。同时,随着第一部分空气62在从涡轮风扇发动机10的风扇喷嘴排气区段76排出之前被导向通过旁通气流通道56,第一部分空气62的压力显著增加,也提供推进推力。HP涡轮28、LP涡轮30和喷射排气喷嘴区段32至少部分地限定热气体路径78,用于将燃烧气体66导向通过涡轮机16。

[0042] 然而,应当理解,图1中描绘的和上面描述的示例性涡轮风扇发动机10仅作为示例,并且在其他示例性实施例中,涡轮风扇发动机10可以具有任何其他合适的构造。例如,在其他示例性实施例中,涡轮机16可以包括任何其他合适数量的压缩机、涡轮、和/或轴或线轴。此外,涡轮风扇发动机10可以不包括本文所述的特征中的每一个,或者替代地,可以包括本文未描述的一个或多个特征。例如,在其他示例性实施例中,风扇38可以不是可变螺距风扇。此外,虽然被描述为“涡轮风扇”燃气涡轮发动机,但在其他实施例中,燃气涡轮发动机可以替代地构造为任何其他合适的管道式燃气涡轮发动机。

[0043] 仍然参考图1,并且如前所述,图1中描绘的示例性涡轮风扇发动机10被构造为直接驱动涡轮风扇发动机10,但是也可以设想其他构造。例如,可以实施涡轮风扇发动机10的齿轮传动构造,其中可以选择减速齿轮比以维持风扇38的高转速操作。然而,仍然参考直接

驱动涡轮风扇发动机10,必须考虑风扇38和涡轮机16中的发电部件的相互作用,其中相对速度相对于彼此固定。为了提高涡轮机16的效率,LP涡轮30被构造为以相对高的转速旋转。给定直接驱动构造,涡轮机16的这种相对高速旋转还导致风扇38的多个风扇叶片40以相对高的转速旋转。例如,在涡轮风扇发动机10以额定速度操作期间,多个风扇叶片40中的每一个的风扇尖端速度大于1,250英尺/秒。在某些示例性实施例中,在涡轮风扇发动机10以额定速度操作期间,多个风扇叶片40中的每一个的风扇尖端速度可以大于约1,350英尺/秒,例如大于约1,450英尺/秒,例如大于约1,550英尺/秒,例如高达约2,200英尺/秒。

[0044] 尽管有这些相对高的风扇尖端速度,但风扇38仍然被设计成限定相对低的风扇压力比。例如,在涡轮风扇发动机10以额定速度操作期间,风扇38的风扇压力比大于1.0且小于1.5。例如,在涡轮风扇发动机10以额定速度操作期间,风扇压力比可以在约1.15和约1.5之间,例如在约1.25和约1.4之间。此外,风扇38可以被构造为在其跨度范围内维持相对一致的风扇压力比,如下面参考图14所述。

[0045] 如将理解的,由于特别是在风扇38的多个风扇叶片40的沿径向方向R的外尖端处的冲击损失和流动分离,以这种方式操作高速涡轮风扇发动机10通常会导致风扇38的效率损失。因此,如下文将更详细描述,涡轮风扇发动机10还可以包括风扇38的多个风扇叶片40上游的一个或多个入口预旋流特征80,以抵消或最小化风扇38的这种效率损失。通过包括这样的入口预旋流特征,由于例如LP涡轮30的增加的转速,涡轮机16的效率增益可以超过上述识别的潜在效率损失。

[0046] 现在还参考图2,提供了图1的示例性涡轮风扇发动机10的风扇区段14和涡轮机16的前端的特写横截面视图。如上所述,涡轮风扇发动机10包括入口预旋流特征80,入口预旋流特征80位于风扇38的多个风扇叶片40的上游并且附接到或集成到机舱50。更具体地,对于图1和图2的实施例,入口预旋流特征80被构造为多个部分跨度入口导向轮叶。部分跨度入口导向轮叶构造的多个入口预旋流特征80中的每一个可以沿轴向方向A在风扇38的多个风扇叶片40前方的位置处从机舱50悬臂伸出。在该构造中,多个入口预旋流特征80中的每一个沿径向方向R限定外端102,并且在外端102处附接或连接到机舱50。例如,入口预旋流特征80中的每一个可以在外端102处用螺栓固定到机舱50,在外端102处焊接到机舱50,或者在外端102处以任何其他合适的方式附接到机舱50。

[0047] 进一步,对于所描绘的实施例,多个入口预旋流特征80中的每一个大致沿径向方向R从其各自外端102延伸到大致沿径向方向R的各自内端104。此外,如将理解的,对于所描绘的实施例,多个入口预旋流特征80中的每一个在其各自内端104处与多个入口预旋流特征80中的相邻一个不连接。更具体地,对于所描绘的实施例,每个入口预旋流特征80通过其在各自外端102处连接到机舱50或与机舱50集成被完全支撑(并且不通过例如沿径向方向R在外端内侧的位置处在相邻入口预旋流特征之间延伸的任何结构)。

[0048] 如图2所示,多个入口预旋流特征80中的每一个不完全在机舱50和例如毂48之间延伸。更具体地,对于所描绘的实施例,多个入口预旋流特征80中的每一个沿径向方向R限定预旋流特征跨度106。更具体地,多个入口预旋流特征80中的每一个进一步限定前缘108和后缘110,其中预旋流特征跨度106指在预旋流特征80的前缘108处沿径向方向R在预旋流特征80的外端102和内端104之间的测量值。类似地,应当理解,风扇38的多个风扇叶片40中的每一个都沿径向方向R限定风扇叶片跨度112。更具体地,风扇38的多个风扇叶片40中的



每一个限定前缘114和后缘116,其中风扇叶片跨度112指在各自风扇叶片40的前缘114处沿径向方向R在风扇叶片40的径向外尖端82和基部84之间的测量值。

[0049] 对于所描绘的实施例,预旋流特征跨度106是风扇叶片跨度112的至少约百分之五,并且高达风扇叶片跨度112的约百分之五十五。例如,在某些示例性实施例中,预旋流特征跨度106可以在风扇叶片跨度112的约百分之十五和风扇叶片跨度112的约百分之四十五之间,例如在风扇叶片跨度112的约百分之三十和风扇叶片跨度112的约百分之四十之间。

[0050] 尽管未描绘,但在某些示例性实施例中,多个入口预旋流特征80的数量可以基本上等于涡轮风扇发动机10的风扇38的风扇叶片40的数量。然而,在其他实施例中,多个入口预旋流特征80的数量可以大于涡轮风扇发动机10的风扇38的风扇叶片40的数量,或者替代地,可以小于涡轮风扇发动机10的风扇38的风扇叶片40的数量。

[0051] 此外,应当理解,在其他示例性实施例中,涡轮风扇发动机10可以包括任何其他合适数量的入口预旋流特征80和/或入口预旋流特征80的周向间隔。例如,涡轮风扇发动机10可以包括少于二十个和至少八个入口预旋流特征80。在实施例中,涡轮风扇发动机10具体地包括恰好八个入口预旋流特征80。此外,应当理解,多个入口预旋流特征80可以沿周向方向C均匀地或不均匀地间隔开。

[0052] 仍然参考图2的实施例,应当理解,多个入口预旋流特征80中的每一个被构造为在风扇38的多个风扇叶片40的上游预旋流通过机舱50的入口60提供的气流58。如上所述,在通过机舱50的入口60提供的气流58到达风扇38的多个风扇叶片40之前预旋流这种气流58可以减少分离损失和/或冲击损失,从而允许风扇38以上述相对高的风扇尖端速度操作,而效率损失最小。

[0053] 例如,首先参考图3,提供了沿入口预旋流特征80的跨度106的一个入口预旋流特征80的横截面视图,如图2中的线3-3所示。如所描绘的,入口预旋流特征80通常被构造为具有压力侧120和与压力侧120相对的吸力侧122的翼型件。该翼型件沿弧线124在入口预旋流特征80的前缘108和后缘110之间延伸。此外,入口预旋流特征80限定从其前缘108直接延伸到其后缘110的弦线126。弦线126与通过机舱50的入口60的气流58的气流方向129限定攻角128。对于所描绘的实施例,在沿入口预旋流特征80的跨度106(见图2)描绘的位置处的攻角128为至少约五度且高达约三十五度。在某些实施例中,在沿入口预旋流特征80的跨度106描绘的位置处的攻角128可以在约十度和约三十度之间,例如在约十五度和约二十五度之间。

[0054] 此外,入口预旋流特征80在图3中沿入口预旋流特征80的跨度106描绘的位置处在后缘110处限定局部旋流角130。如本文所用,在入口预旋流特征80的后缘处的局部旋流角130是指通过机舱50的入口60的气流58的气流方向129与由入口预旋流特征80的压力侧120的后缘110限定的参考线之间的角度。更具体地,参考线由压力侧120的后百分之二十限定,如沿入口预旋流特征80的弦线126测量的。

[0055] 如本文所述,局部旋流角130沿给定入口预旋流特征80的跨度106是可变的。因此,可以限定旋流角轮廓以描述在多个入口预旋流特征的跨度106的不同径向位置或百分比处实现的旋流角。如下文进一步描述,图3代表最大旋流角,其中图4代表最小旋流角。

[0056] 此外,应当理解,最大旋流角是指局部旋流角130沿入口预旋流特征80的跨度106的最高值,并且最小旋流角是指局部旋流角130沿入口预旋流特征80的跨度106的最低值。

对于所描绘的实施例,最大旋流角限定在入口预旋流特征80的径向外端102处,如图3中描绘的横截面所表示的。此外,最小旋流角限定在入口预旋流特征80的径向内端104(见图2)处,如图4中描绘的横截面所表示的(目前描述的)。对于所描绘的实施例,多个入口预旋流特征80中的每一个在后缘处的最大旋流角在五度和三十五度之间。例如,在某些示例性实施例中,入口预旋流特征80在后缘110处的最大旋流角可以在12度和25度之间。

[0057] 此外,应当理解,对于图2的实施例,局部旋流角从每个入口预旋流特征80的径向内端104到径向外端102增加。例如,现在还参考图4,提供了入口预旋流特征80在从图3中观察到的横截面径向向内的位置处的横截面视图,如图2中的线4-4所示。如图4所示,由弦线126和通过机舱50的入口60的气流58的气流方向129限定的攻角128小于图3所示横截面处的攻角128(例如,可以小至少约百分之二十,例如小至少约百分之五十,例如小高达约百分之一百)。此外,入口预旋流特征80在沿入口预旋流特征80的跨度106(见图2)接近内端104(见图2)的位置处在后缘110处限定进一步局部旋流角130,如图4所示。如上所述,局部旋流角130可以从多个入口预旋流特征80中的每一个的径向内端104到径向外端102(见图2)增加。因此,接近外端102的旋流角130(见图3)大于接近径向内端104的旋流角130(见图4)。例如,旋流角130可以在径向内端104处接近零度(例如,可以小于约五度,例如小于约两度)。

[0058] 如上所述,预旋流气流58可以允许风扇38以上述相对高的风扇尖端速度操作,而效率损失最小。然而,气流58的这种预旋流对燃气涡轮发动机的下游部件(例如风扇38和出口导向轮叶52)造成一连串的下流效应。如下文进一步描述的,风扇38和出口导向轮叶52可以被构造为通过更有效地处理已经被预旋流的气流58来提高整体效率。

[0059] 现在转到图5,出口导向轮叶组件51的示例性局部视图示出为具有多个出口导向轮叶52。如下文所述,出口导向轮叶52可以被构造为管理已经被设置在轴向方向A上游的入口预旋流特征80预旋流(并且被风扇38旋流)的气流58。已经发现,包括如上所述的预旋流特征80的涡轮风扇发动机10可以进一步改进其出口导向轮叶52的构造。例如,至少部分地通过控制或考虑气流58在周向方向C上的速度矢量,出口导向轮叶52可以更有效地引导来自风扇38的气流58。

[0060] 如图5的实施例中所示,出口导向轮叶组件51包括外罩86和内罩88,多个出口导向轮叶52设置在外罩86和内罩88之间。虽然外罩86和内罩88可用于限定出口导向轮叶52的跨度206,但应理解,涡轮风扇发动机10的各种其他部件可用作外罩86和内罩88。例如,出口导向轮叶52可以被构造为直接与机舱50接口,其中机舱50有效地代替外罩86。或者,外罩86可以被构造为安装到机舱50。

[0061] 与本文所述的其他空气动力学表面一样,多个出口导向轮叶52中的各个出口导向轮叶52限定跨度206(见图6)、前缘208、后缘210、前缘208和后缘210之间的弦212、压力侧220、吸力侧222、以及压力侧220和吸力侧222之间的厚度(未标记)。出口导向轮叶52的弦212、厚度和其他特性可以沿出口导向轮叶52中的给定一个的跨度206变化。例如,给定的出口导向轮叶52可以沿其跨度206具有通常增大或减小的弦212。

[0062] 现在转向图6,描绘了沿纵向中心线12观察的图5的出口导向轮叶组件51的示意图。如图所示,提供参考径向位置R1以表征出口导向轮叶52的特征。例如,多个出口导向轮叶52中的每一个可以被构造为在给定径向位置R1处具有彼此相同、类似或相关的特性。可以提供无限数量的参考径向位置来限定如图8和图9所示的轮廓。这些参考径向位置也可以

用于表征沿此类轮廓的平均或整体特性,其中识别的量不一定指示参考径向位置R1处的多个相同构造的出口导向轮叶52,但可以表示该位置处的平均值。以这种方式,应当理解,关于翼型件级的参数或特性的术语“轮廓”是指翼型件级中的每个翼型件沿每个相应翼型件的跨度的这种参数或特性的平均值。例如,关于出口导向轮叶52,出口导向轮叶52的“坚固度轮廓”可以指多个出口导向轮叶52中的每个出口导向轮叶52沿出口导向轮叶52的跨度206的平均坚固度值。

[0063] 尽管所示实施例具有以纵向中心线12为中心的出口导向轮叶组件51,但应理解,出口导向轮叶组件51可以偏离纵向中心线12并且可以具有至少一个不对称度。在这种情况下并且在完全对称的实施例中,多个出口导向轮叶52中的对应出口导向轮叶可以通过从基部90到尖端92的跨度206的百分比进行比较,其中跨度206的0%对应于基部90和/或内罩88,并且其中跨度206的100%对应于尖端92和/或外罩86。以这种方式,应当理解,出口导向轮叶组件51沿径向方向R限定内边界并且沿径向方向R限定外边界。例如,在某些实施例中,相应基部90和/或内罩88可用于限定出口导向轮叶组件51的内边界,并且相应尖端92和/或外罩86可用于限定出口导向轮叶组件51的外边界。

[0064] 尽管多个出口导向轮叶52中的各个出口导向轮叶可能不同,但组特性仍然可以通过使用参考径向位置R1或通过使用如上所述的跨度206的百分比来限定。例如,在给定径向位置R1或跨度206的给定百分比处,可能存在由多个出口导向轮叶52限定的至少两个不同的弦212(见图5)。在这种情况下,平均弦可以通过确定多个出口导向轮叶52中的每一个的弦212的和然后除以多个出口导向轮叶52的数量或总数来限定。因此,除了出口导向轮叶52中的各个出口导向轮叶的特征和特性之外,还可以限定多个出口导向轮叶52或出口导向轮叶组件51的特性。

[0065] 作为另一个示例,间距S1、S2可以限定在相邻出口导向轮叶52之间。如图5和图6所示,第一间距S1设置在第一对相邻出口导向轮叶52之间,第二间距S2设置在第二对相邻出口导向轮叶52之间。应当理解,当在径向方向R上沿出口导向轮叶52的跨度206测量时,间距S1、S2也可以是可变的。例如,如果出口导向轮叶52在弦212和交错角上是一致的(下面参考图7更详细地描述),则相邻出口导向轮叶52之间的间距S1、S2可以在径向方向R上向外移动的同时增加。然而,出口导向轮叶52可以特别地被构造为与各个出口导向轮叶52和出口导向轮叶组件51的其他特征相结合来管理间距S1、S2。

[0066] 现在参考图7,提供了沿线7-7截取的图6的示意图中的导向轮叶组件51的俯视局部视图,可以看到多个出口导向轮叶52中的一些出口导向轮叶的空气动力学轮廓。如所描绘的,每个出口导向轮叶52的横截面通常被构造为具有压力侧220和与压力侧220相对的吸力侧222的翼型件。该翼型件沿弧线224在出口导向轮叶52的前缘208和后缘210之间延伸。弧线224与如图1中的箭头62所示的经过风扇38的气流58(也称为旁通气流)的气流方向98限定攻角228。对于所描绘的实施例,在沿出口导向轮叶52的跨度206(见图6)描绘的位置处的攻角228是可调的,以实现如参考图8和图9更详细描述期望特性。此外,出口导向轮叶52限定从其前缘208直接延伸到其后缘210的弦线226。弦线226限定从前缘208到后缘210的出口导向轮叶52的弦212。

[0067] 如图所示,到达出口导向轮叶52的气流58并未在轴向方向A上到达出口导向轮叶52的前缘208,而是该气流方向98相对于轴向方向A成一定角度,所谓的空气入口角236。空

气入口角236指示气流58的下游推力速度分量与由入口预旋流特征80和风扇38向上游施加的周向速度分量相结合。

[0068] 出口导向轮叶52进一步限定入口角238,入口角238描述了相应弧线224与从前缘208延伸的轴向方向A之间的角偏移。当空气入口角236超过入口角238时,实现正攻角228。入口角238的一个分量是外倾角234,外倾角234描述了从前缘208延伸的相应弧线224和弦线226之间的角偏移。入口角238的其余分量被限定为交错角232,或从前缘208延伸的相应弦线226和轴向方向A之间的角偏移。交错角232的示例性轮廓图在图9中被描绘为出口导向轮叶52的跨度206的函数。

[0069] 如上所述,可以为本文所述的任何空气动力学特征(例如风扇叶片40、入口预旋流特征80和出口导向轮叶52)限定交错角。交错角是基于给定特征的弦线126、226(例如如图3、4和7所示)相对于轴向方向A限定的。如图9和图13中所描绘的,交错角是沿给定部件的跨度的可调变量,以实现期望特性。例如,可以应用相对低的或甚至负的交错角来控制大致轴向气流58,并且可以采用相对大的交错角来控制具有相对大的周向分量的气流58。

[0070] 仍然参考图7,可以采用各种其他角度和几何形状的调谐来实现其他期望的流动特性。例如,已经发现上游使用入口预旋流特征80可以促进调谐,以增加出口导向轮叶52之间的间距S1、S2和/或减小出口导向轮叶52的弦212。通过以这种方式调整这些变量,可以实现较低的坚固度,如下文将更详细地描述的。

[0071] 现在参考图8,图表描绘了出口导向轮叶52的级的坚固度轮廓的示例性实施例。第一坚固度轮廓801表示第一出口导向轮叶组件51(见图5)的第一多个出口导向轮叶52的坚固度轮廓。如本文所述,坚固度是表示弦与间距成比例关系的无量纲量(即,通过将特定径向位置处的出口导向轮叶的弦除以与相同径向位置处的相邻出口导向轮叶的间距来计算)。在图8的图表中,通过将平均弦212(见图5)除以平均间距S1、S2(见图5),在对应于出口导向轮叶52的百分比跨度206(见图5)的每个位置处确定第一坚固度轮廓801。以这种方式,即使对于出口导向轮叶52的不对称实施例,也可以计算每个位置的坚固度。如上所述,可以通过增大弦212或通过减小间距S1、S2来增加坚固度。相反,可以通过减小弦212或通过减小间距S1、S2来降低坚固度。

[0072] 入口预旋流特征80对一定量空气58的上游影响有利地通过如本文所述的出口导向轮叶52的第一坚固度轮廓801的特定构造来控制。应当理解,对上游部件(如预旋流特征80(见图2)和风扇38(见图2))的调整影响如本文所述的第一坚固度轮廓801的有利实施例。

[0073] 所描绘的示例性第一坚固度轮廓801在接近出口导向轮叶52的跨度206的百分之五十处的径向位置处具有最小坚固度。如本文所用,应当理解,术语“接近”是指比跨度206在百分之零或百分之一百处的任一极端更接近跨度206的百分之五十的径向位置。例如,第一坚固度轮廓801可以在内边界和例如出口导向轮叶52的跨度206的百分之五十、百分之六十或百分之七十之间的径向位置处实现最小坚固度,该内边界由出口导向轮叶52的内罩88(见图5)和/或基部90(见图5)沿径向方向R限定。例如,第一坚固度轮廓801可以在径向方向R上更靠近内边界(例如在如图8所示的跨度206的大约百分之四十五处)实现最小坚固度,而不是更靠近外边界。所实现的最小坚固度可能相对较低,例如低于值二。在各种实施例中,所实现的最小坚固度可以在一和二之间,例如小于1.98、小于1.96、小于1.8、小于1.6、小于1.5或小于1.4。

[0074] 最大坚固度也由第一示例性坚固度轮廓801限定。如图8所示,可以在接近内边界(如更靠近内边界而不是比外边界)处实现最大坚固度。例如,可以在出口导向轮叶52的基部90、内罩88或出口导向轮叶52的跨度206的百分之零处实现最大坚固度。最大坚固度仍可以在接近内边界处但不在内边界处(例如在内边界和出口导向轮叶52的跨度206的百分之五、百分之十或百分之十五之间)实现。此处提供的最大坚固度可以代表接近基部90的出口导向轮叶的相对大的弦212。这种构造有利地为出口导向轮叶52提供机械强度,同时如上所述使沿跨度206进一步径向向外的减小的坚固度的流动益处最大化。此处实现的最大坚固度可以相对较高,如在2.0到3.0的范围内。例如,在各种实施例中实现的最大坚固度可以大于2.1、大于2.2或大于2.25。

[0075] 除了最大和最小坚固度(也称为绝对最大和绝对最小坚固度)之外,可以限定一个或多个局部最大和/或局部最小坚固度值。局部最小坚固度在坚固度低于相邻径向外点和相邻径向内点两者的径向位置处实现。局部最大坚固度在坚固度高于相邻径向外点和相邻径向内点两者的径向位置处实现。

[0076] 有利地,可以在机械强度高的径向内部分和接近外边界的局部最大坚固度之间维持相对低的坚固度。例如,第一示例性坚固度轮廓801可以从百分之十、百分之二十或百分之三十到接近外边界的局部最大值或到外边界本身之间保持低于2.0的坚固度,如图8所示。

[0077] 如上所述,可以在接近外边界处实现局部最大坚固度。例如,可以在对应于跨度206的约百分之五十、百分之六十、百分之七十、百分之八十或百分之九十的径向位置处实现局部最大坚固度。或者,可以在外边界处实现局部最大坚固度。然后,径向向内移动直到接近内边界的位置(例如在对应于跨度206的百分之三十、百分之二十或百分之十的位置),可能无法再次实现与局部最大坚固度相同或更高的值。或者,如第二示例性坚固度轮廓802所示,上述局部可表示整体最大坚固度值。

[0078] 第二示例性坚固度轮廓802描绘了根据本公开的第二实施例。与该第一示例性坚固度轮廓801相比,第二示例性坚固度轮廓802从未实现大于二的坚固度值。尽管第二示例性坚固度轮廓802可以代表相对有利的流动特性,但是在给定类似的构造材料和方法的情况下,第一示例性坚固度轮廓801可以为出口导向轮叶52提供机械强度更高的基部90。第一示例性坚固度轮廓801的相对强的构造可以有利地控制高速、预旋流,同时在这样的环境中保持足够的强度。然而,第二示例性坚固度轮廓802可以与高强度材料一起使用以例如通过进一步减小阻力来改进流动管理。

[0079] 与第一和第二示例性坚固度轮廓801、802相比,所描绘的第三示例性坚固度轮廓803与本公开的实施例形成对比。如所描绘的,第三示例性坚固度轮廓803未被调谐以实现超出其绝对最大和最小坚固度的局部最大或最小坚固度。与第一和第二示例性坚固度轮廓801、802相比,第三示例性坚固度轮廓803可能导致高速预旋流气流58中阻力增加或进一步流动效率低下。

[0080] 现在转向图9,图表描绘了出口导向轮叶组件的出口导向轮叶(例如图1至图7的出口导向轮叶组件51的出口导向轮叶52)的交错轮廓的示例性实施例。出口导向轮叶交错轮廓示出了与出口导向轮叶52的跨度206在径向方向R上的百分比有关的交错角,例如图7中描绘的交错角232。第一示例性出口导向轮叶交错轮廓901被描绘为实现接近跨度206的百

分之五十的最小交错和接近外边界的最大交错。在各种实施例中,可以在对应于跨度206的百分之七十、百分之六十或百分之五十的径向位置与内边界之间实现最小交错。如图所示,由第一示例性出口导向轮叶交错轮廓901表示的示例性实施例实现的最小交错在跨度206的约百分之四十五处为约九度。由第一示例性出口导向轮叶交错轮廓901表示的示例性实施例的所示最大交错在跨度206的百分之一百处大于二十三度。可以提供相对高的最大交错,例如在十二度和三十度之间。在各种实施例中,最大交错可以大于十六度、十八度、二十度或二十二度。可以提供最小和最大交错之间的关系来描述出口导向轮叶52的轮廓量,其中最大交错可以比最小交错大百分之二百。例如,最大交错可以比最小交错大至少百分之四十、百分之五十或百分之六十。

[0081] 与第一示例性出口导向轮叶交错轮廓901相比,第二示例性交错轮廓902描绘了不根据本公开的构造。如图所示,第二示例性交错轮廓902相对平坦,保持在约八度和十一度之间。此外,第二示例性交错轮廓902在接近外边界处实现最小交错角,并且在接近内边界处实现最大交错角。

[0082] 与第二示例性交错轮廓902相比,第一示例性出口导向轮叶交错轮廓901在高速、预旋流气流环境中具有优势方面。例如,接近外边界实现的相对大的交错角有利地管理与径向外入口预旋流特征80相互作用的预旋流气流58。

[0083] 现在转到图10,更详细地示出了如图1所示的风扇38的立体图。尽管在图1中不可见,但从图10的视图中可以理解,每个风扇叶片40都限定了压力侧115和吸力侧117。风扇叶片40的弦118沿如图3、4和7中关于出口导向轮叶52大体描绘的弦线(未示出)限定在前缘114和后缘116之间。如在那些示例性实施例中,应当理解,风扇叶片40可以被描述为具有与上述相同的空气动力学特征和特性,包括攻角、交错角和外倾角。

[0084] 如图10所示,风扇基部113和风扇尖端111限定多个风扇叶片40中的每一个的径向范围。风扇基部113限定径向最小值或内边界。风扇尖端111限定径向最大值或外边界。

[0085] 现在转到图11,图表描绘了图10的风扇38的坚固度轮廓的示例性实施例。如上面参考图8所述,坚固度被限定为弦与间距成比例关系的无量纲量。根据本公开的实施例,提供了第一示例性风扇坚固度轮廓1101。与出口导向轮叶52(见图8)的示例性坚固度轮廓801、802、803一样,风扇38的第一示例性风扇坚固度轮廓1101被描绘在由风扇基部113限定的内边界和由如图10所示的风扇尖端111限定的外边界之间。以这种方式,应当理解,与术语风扇38的外边界一起使用的术语“边界”不是指物理边界,而是指由多个风扇叶片40的风扇尖端111限定的参考位置。

[0086] 第一示例性风扇坚固度轮廓1101取决于在相对于纵向中心线12给定径向位置处的多个风扇叶片40的数量和多个风扇叶片40的弦118。如图11中描绘的第一示例性风扇坚固度轮廓1101在内边界和外边界之间是可变的。在一些实施例中,风扇坚固度轮廓在风扇叶片跨度112的百分之七十、百分之八十或百分之九十与外边界之间维持大于1.0、1.1或1.2的坚固度。例如,根据本公开的第二示例性风扇坚固度轮廓1102可以在风扇叶片跨度112的百分之七十、百分之八十或百分之九十与外边界之间维持1.3和1.4之间的坚固度。

[0087] 与第一和第二示例性风扇坚固度轮廓1101、1102相比,第三示例性风扇坚固度轮廓1103描绘了不根据本公开的实施例。如所描绘的,第三示例性风扇坚固度轮廓1103与第一和第二示例性风扇坚固度轮廓的不同之处至少在于,在接近风扇叶片40的尖端111处具

有相对低的坚固度。根据本公开并且由第一和第二示例性风扇坚固度轮廓1101、1102表示的示例性实施例有利地在接近尖端111的径向外区域中采用相对高的坚固度,例如以处理入口预旋流特征80的对应径向外区域中的预旋流气流58。

[0088] 现在参考图12,图表描绘了与风扇叶片40的弦118(见图10)相关的图11的示例性实施例。如上所述,虽然通过在周向方向C上间距的增加径向向外移动可以自然地增加坚固度,但是风扇叶片40的弦118可以被调整或调谐以减少或甚至逆转这种坚固度的减少。所描绘的第一示例性弦轮廓1201对应于图11中的第一示例性风扇坚固度轮廓1101。对比的第二示例性弦轮廓1202对应于图11中的第三示例性风扇坚固度轮廓1103,其代表不根据本公开的实施例。如图所示,接近尖端111的弦118(见图10)的相对大的增加导致在图11中靠近尖端111的第一示例性风扇坚固度轮廓1101中描绘的相对高且增加的坚固度。如图12所示,第一示例性风扇坚固度轮廓1101实现大于二十二英寸的弦118。在各种实施例中,实现的最大弦118可以是至少十八、十九、二十或二十一英寸。

[0089] 弦118可以与如上所述的风扇38的直径相关。例如,图12中描绘的弦轮廓的实施例可以与具有八十、八十四、八十八或九十二英寸直径的风扇38成比例地限定。在风扇38的各种实施例中,所实现的最大弦118可以大于风扇直径的百分之二十、百分之二十一、百分之二十二或百分之二十三。

[0090] 现在转向图13,图表描绘了风扇叶片40或风扇38的交错角分布或交错轮廓的示例性实施例。如上面参考图9所述,所描绘的交错轮廓沿跨度限定如参考图7所述的交错角。参考图13,第一示例性交错轮廓1301限定风扇叶片40相对于风扇叶片40的跨度112的交错角。如图所示,第一示例性交错轮廓1301沿整个风扇叶片跨度112保持为正。相反,不根据本公开的第二示例性交错轮廓1302描绘了可能是不采用入口预旋流特征80的传统高速风扇。在该第二示例性交错轮廓1302中,与由第一示例性交错轮廓1301维持到大于风扇叶片跨度112的百分之五十的相对高的交错角相比,接近基部113的交错角相对较低并且甚至为负。

[0091] 参考图14,提供了根据本公开的实施例的示例性风扇38(见图10)的压力比轮廓。压力比轮廓限定为如上参考图1所述的沿径向方向R上的风扇叶片40的跨度112的压力比的轮廓。与其他压力比轮廓相比,所描绘的示例性压力比轮廓1400在径向方向R上的大多数位置(如风扇叶片40的跨度112的百分比所限定的)上保持相对平坦。通过采用相对平坦的压力比轮廓1400,可以采用比其他方式期望的更低的最大压力比。在各种实施例中,压力比轮廓在由跨度112限定的宽范围内变化不会超过百分之五、百分之十、百分之十五或百分之二十;例如,跨度112的百分之十和百分之九十之间或跨度112的百分之五和百分之九十五之间。

[0092] 该书面描述使用示例来公开本公开,包括最佳模式,并且还使本领域的任何技术人员能够实践本公开,包括制造和使用任何装置或系统以及进行任何结合的方法。本公开的专利范围由权利要求限定,并且可以包括本领域技术人员想到的其他示例。如果这些其他示例包括与权利要求的字面语言没有区别的结构元件,或者如果它们包括与权利要求的字面语言没有实质性差异的等效结构元件,则这些其他示例意图落入权利要求的范围内。

[0093] 进一步方面由以下条项的主题提供:

[0094] 一种燃气涡轮发动机,包括:风扇,所述风扇限定旋转轴线和径向方向;多个入口预旋流特征,所述多个入口预旋流特征设置在所述风扇上游;以及出口导向轮叶组件,所述



出口导向轮叶组件包括设置在所述风扇下游的多个出口导向轮叶,所述出口导向轮叶组件沿所述径向方向限定内边界并且沿所述径向方向限定外边界,所述出口导向轮叶组件包括多个出口导向轮叶,所述多个出口导向轮叶限定:出口导向轮叶跨度,所述出口导向轮叶跨度从所述内边界延伸到所述外边界;以及出口导向轮叶坚固度轮廓,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在所述内边界和所述外边界之间是可变的,并且其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在所述内边界和所述出口导向轮叶跨度的百分之七十(70%)之间的径向位置处实现最小坚固度。

[0095] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在接近所述内边界处实现所述最小坚固度。

[0096] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在接近所述内边界处实现最大坚固度。

[0097] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在所述内边界和所述出口导向轮叶跨度的百分之十(10%)之间的径向位置处实现所述最大坚固度。

[0098] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述最大坚固度大于2.2。

[0099] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓从所述出口导向轮叶跨度的百分之二十(20%)处的径向位置到所述外边界保持低于2.0。

[0100] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述出口导向轮叶坚固度轮廓在所述出口导向轮叶跨度的百分之六十(60%)和所述外边界之间的径向位置处实现局部最大坚固度。

[0101] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述最小坚固度小于1.96。

[0102] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述多个出口导向轮叶限定出口导向轮叶交错轮廓,所述出口导向轮叶交错轮廓实现最小交错和最大交错,其中,所述最大交错比所述最小交错大至少百分之五十(50%)。

[0103] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述最小交错在所述内边界和所述出口导向轮叶跨度的内百分之六十(60%)之间的径向位置处实现。

[0104] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述最大交错至少为二十度(20°)。

[0105] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述多个入口预旋流特征限定旋流角轮廓,其中,所述旋流角轮廓在接近所述多个入口预旋流特征的径向内端处限定最小旋流角,并且在接近所述多个入口预旋流特征的径向外端处限定最大旋流角。

[0106] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述最小旋流角小于五度(5°)并且所述最大旋流角大于十二度(12°)。

[0107] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机,其中,所述多个入口预旋流特征中的每一个入口预旋流特征被构造为部分跨度入口导向轮叶,所述部分跨度入口导向轮叶附接到或集成到径向围绕所述风扇的机舱。

[0108] 一种燃气涡轮发动机,包括:多个入口预旋流特征;以及风扇,所述风扇设置在所述多个入口预旋流特征的下游并限定旋转轴线和径向方向,所述风扇沿所述径向方向限定内边界并且沿所述径向方向限定外边界,所述风扇包括多个风扇叶片,所述多个风扇叶片



限定：风扇叶片跨度，所述风扇叶片跨度在所述径向方向上从所述内边界延伸到所述外边界；以及风扇坚固度轮廓，其中，所述风扇坚固度轮廓在所述内边界和所述外边界之间是可变的，并且其中，所述风扇坚固度轮廓在所述风扇叶片跨度的百分之七十(70%)处的径向位置和所述外边界之间维持大于1.1的坚固度。

[0109] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机，其中，所述风扇坚固度轮廓在所述风扇叶片跨度的百分之七十(70%)处的径向位置和所述外边界之间维持1.3和1.4之间的坚固度。

[0110] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机，其中，所述多个入口预旋流特征中的每一个入口预旋流特征被构造为部分跨度入口导向轮叶，所述部分跨度入口导向轮叶具有在所述风扇叶片跨度的百分之五(5%)处的径向位置和百分之五十五(55%)处的径向位置之间的预旋流特征跨度。

[0111] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机，其中，所述多个入口预旋流特征限定旋流角轮廓，其中，所述旋流角轮廓沿所述径向方向在接近所述多个入口预旋流特征的内端处限定最小旋流角，并且沿所述径向方向在接近所述多个入口预旋流特征的外端处限定最大旋流角。

[0112] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机，其中，所述多个风扇叶片中的每个风扇叶片限定尖端部分，其中，每个相应的尖端部分实现大于所述风扇的直径的百分之二十一(21%)的弦。

[0113] 根据任何前述条项所述的燃气涡轮发动机，其中，所述风扇的压力比轮廓在所述风扇叶片跨度的百分之十(10%)处的径向位置和所述风扇叶片跨度的百分之九十(90%)处的径向位置之间变化不超过百分之十五(15%)。

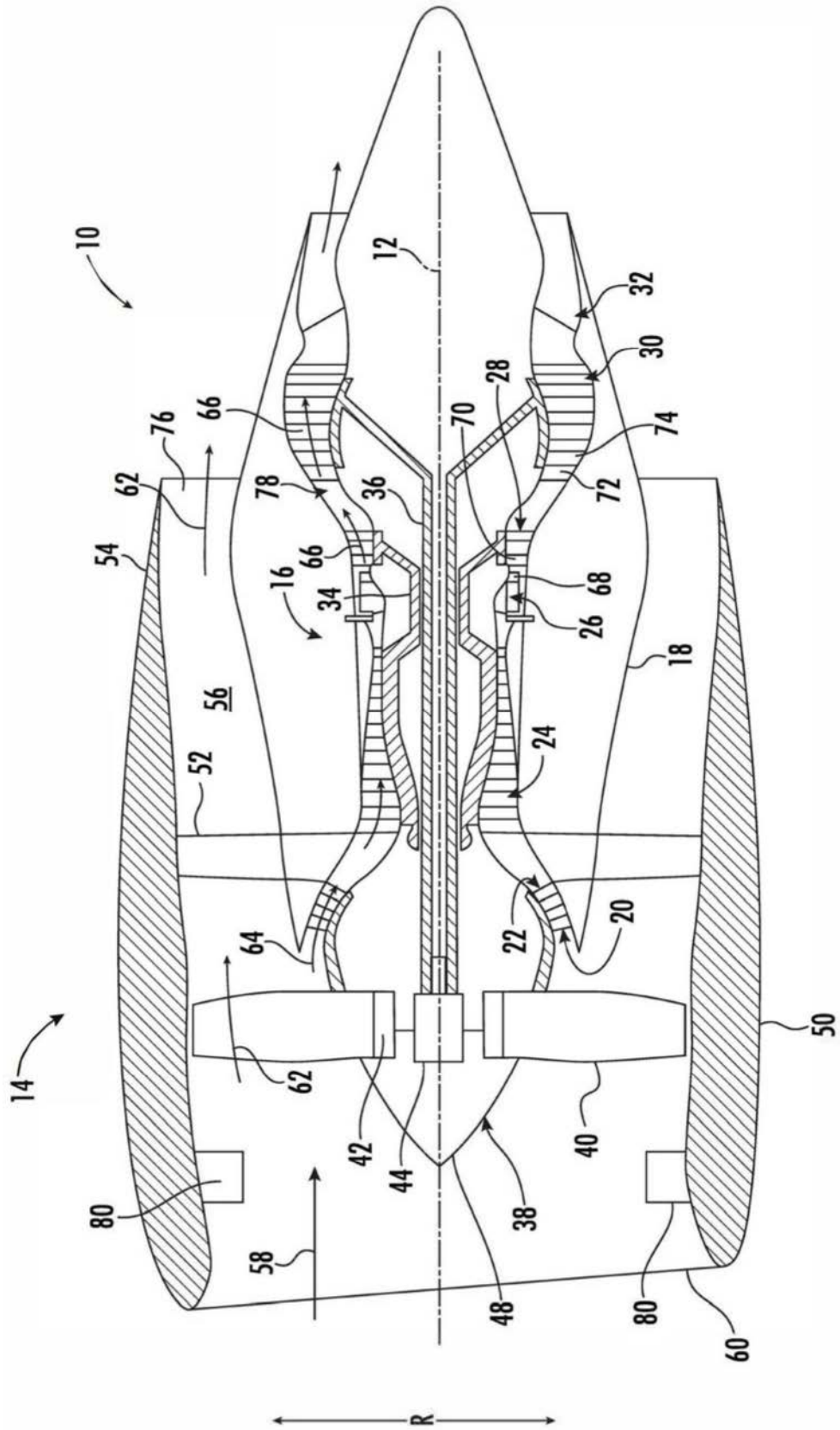


图1

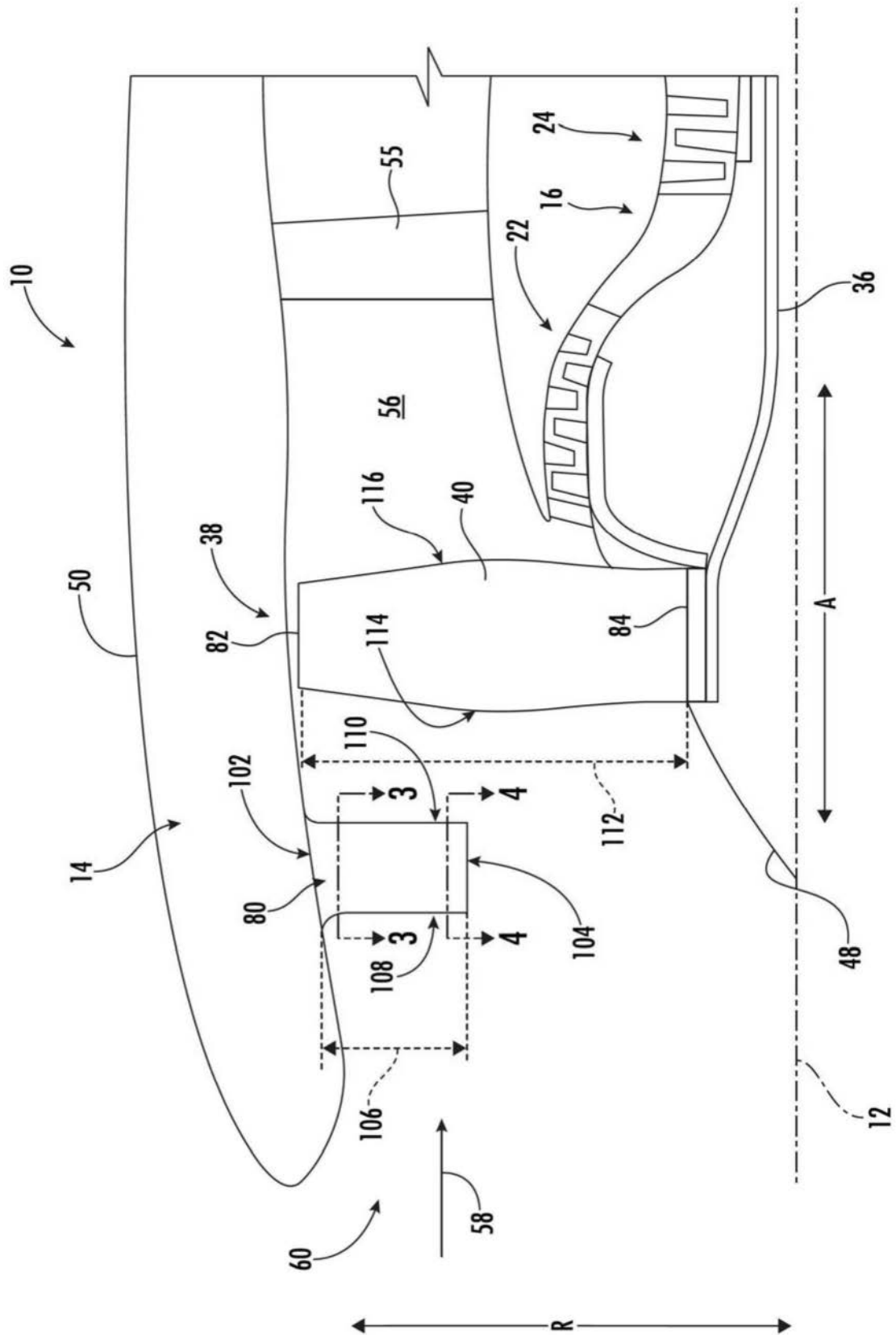


图2

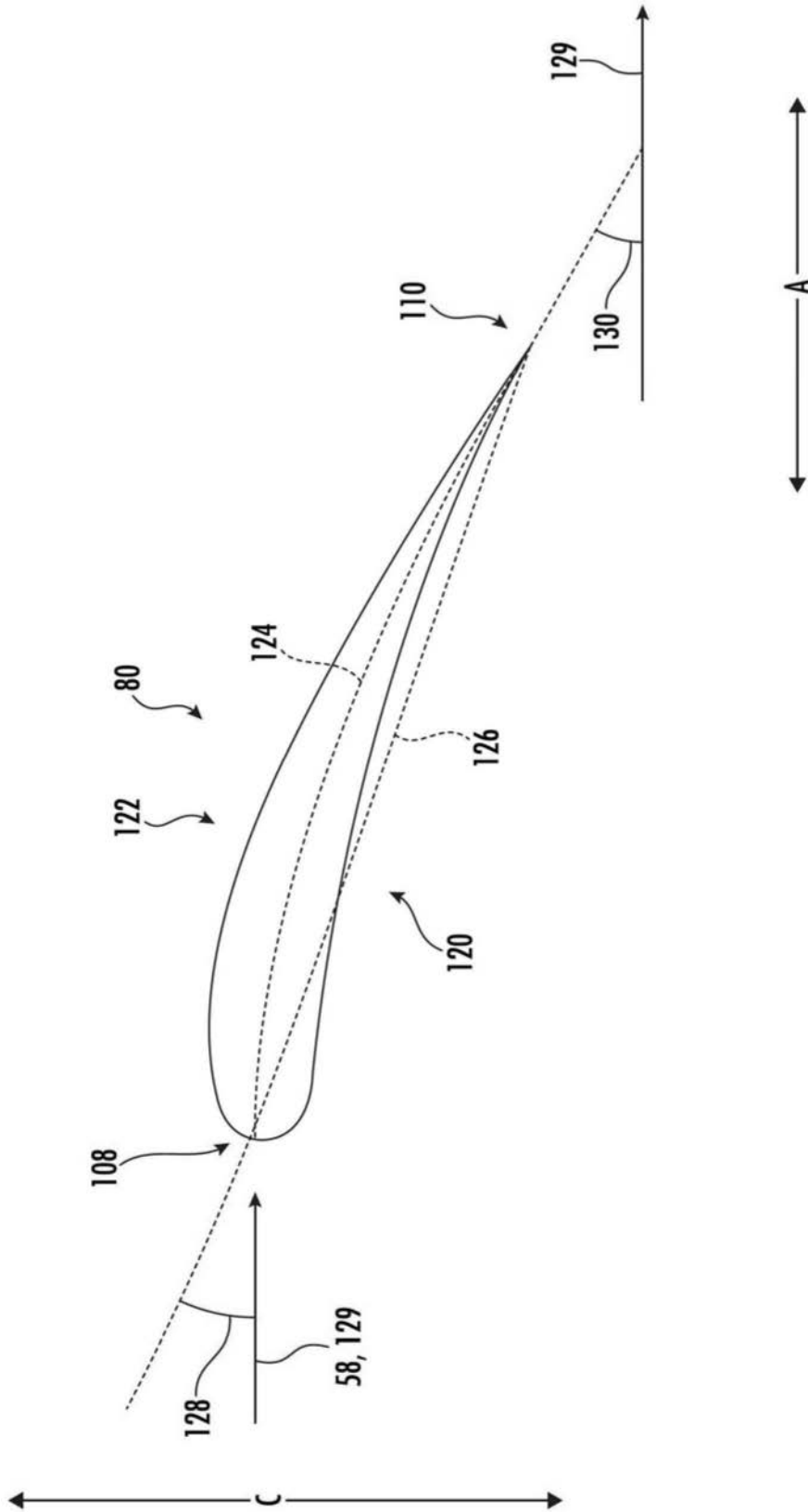


图3

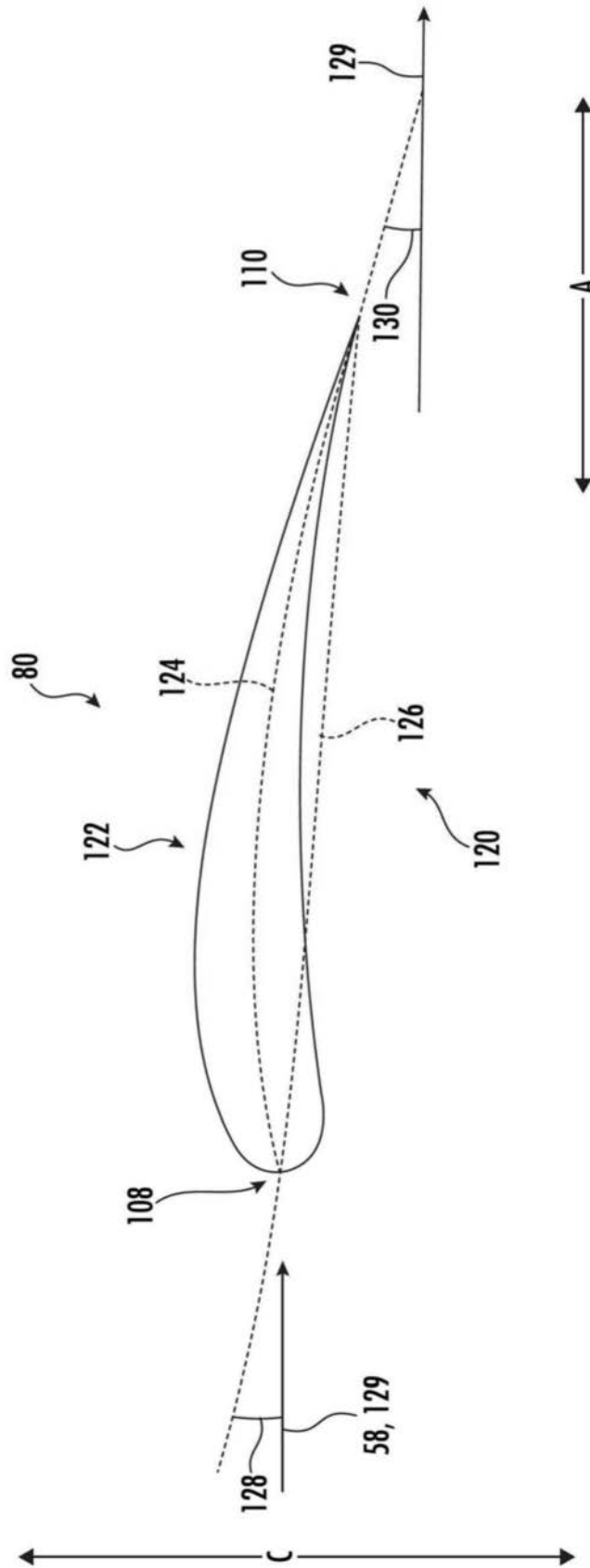


图4

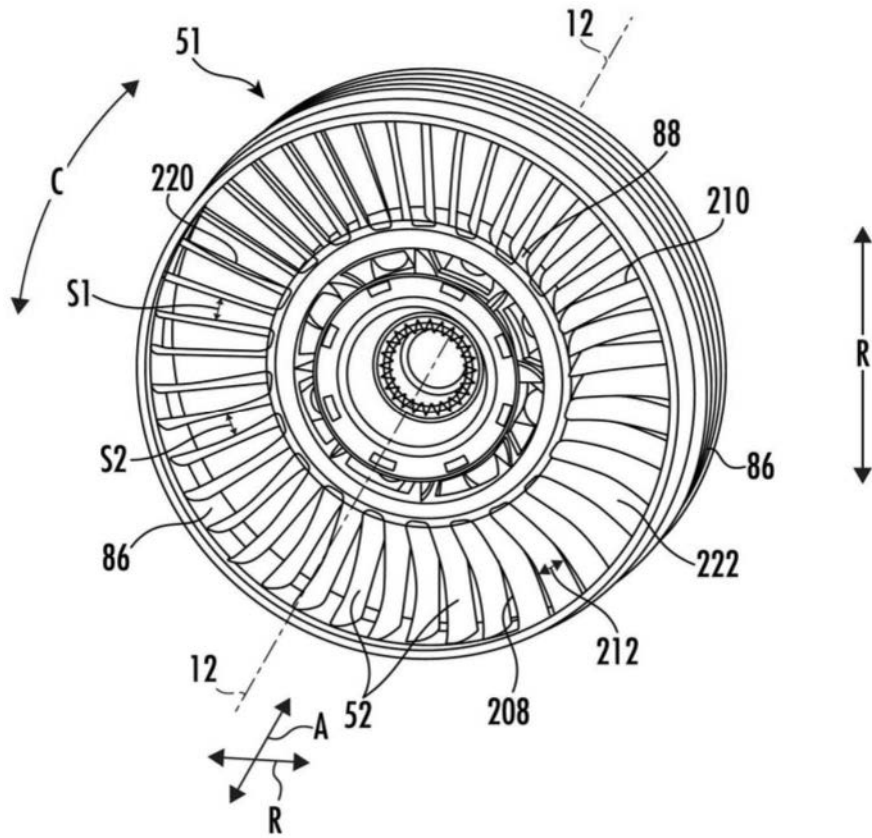


图5

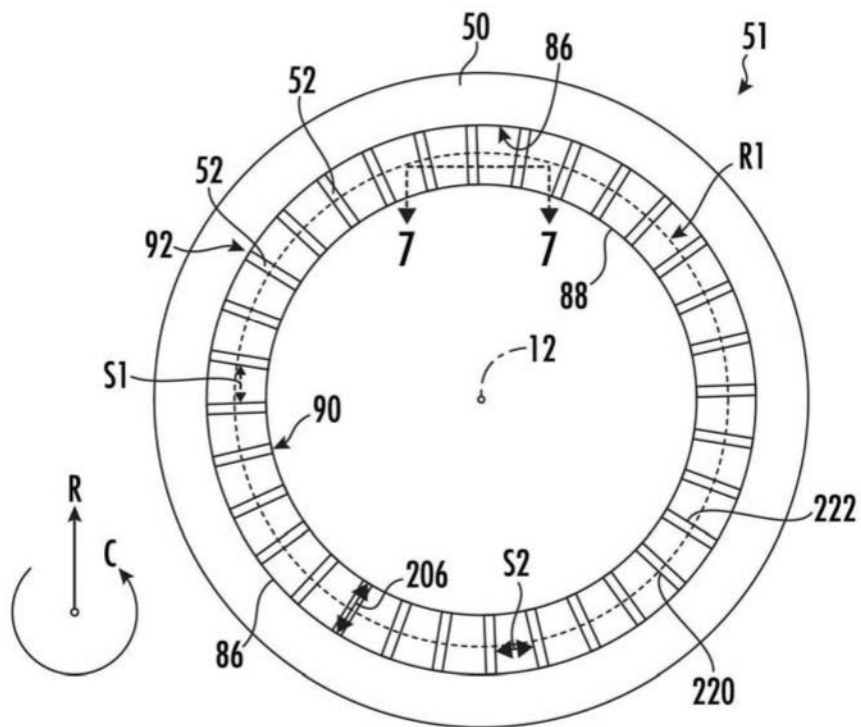


图6

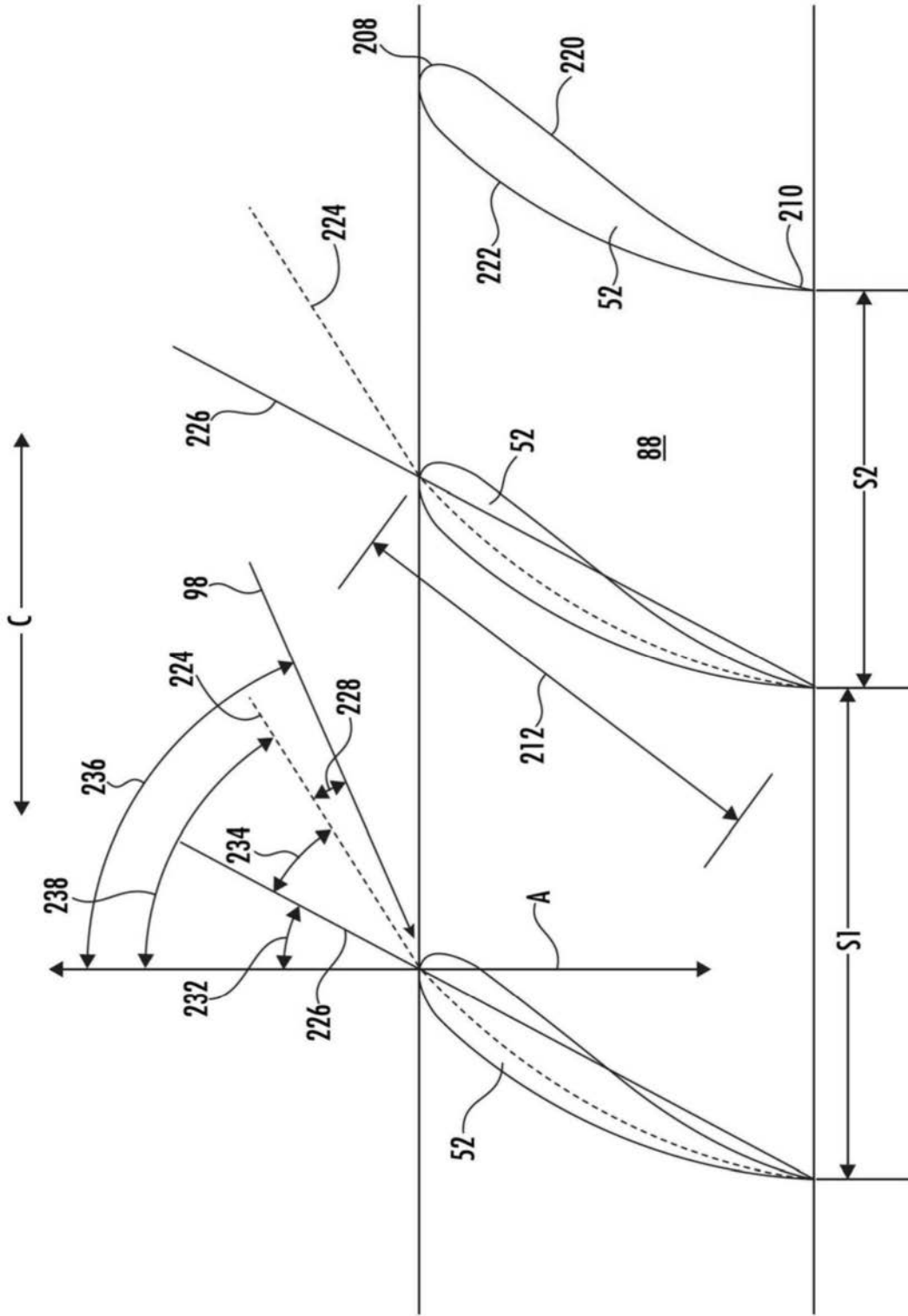


图7

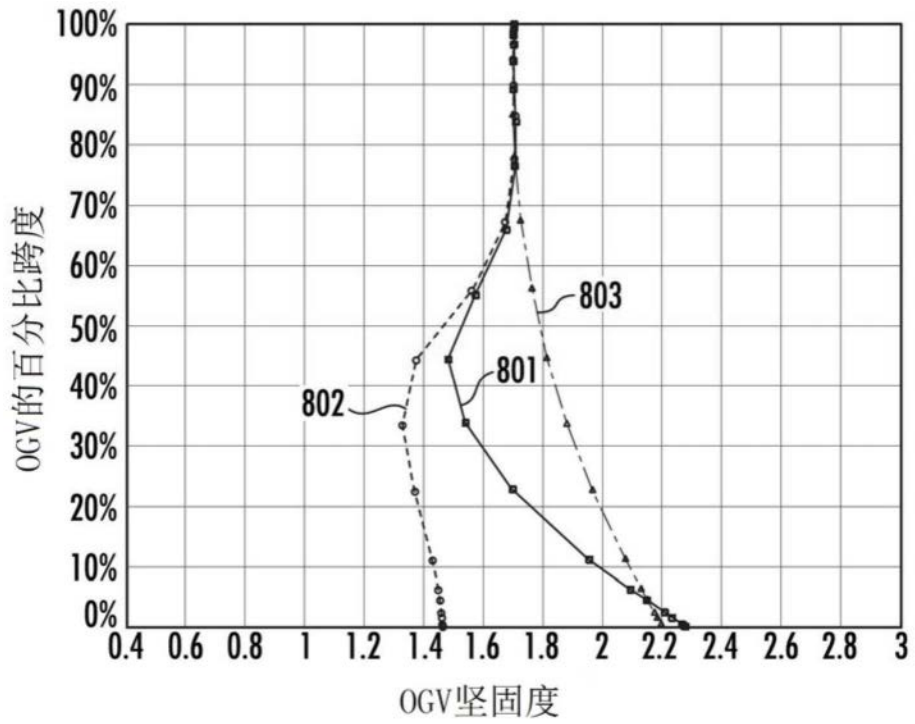


图8

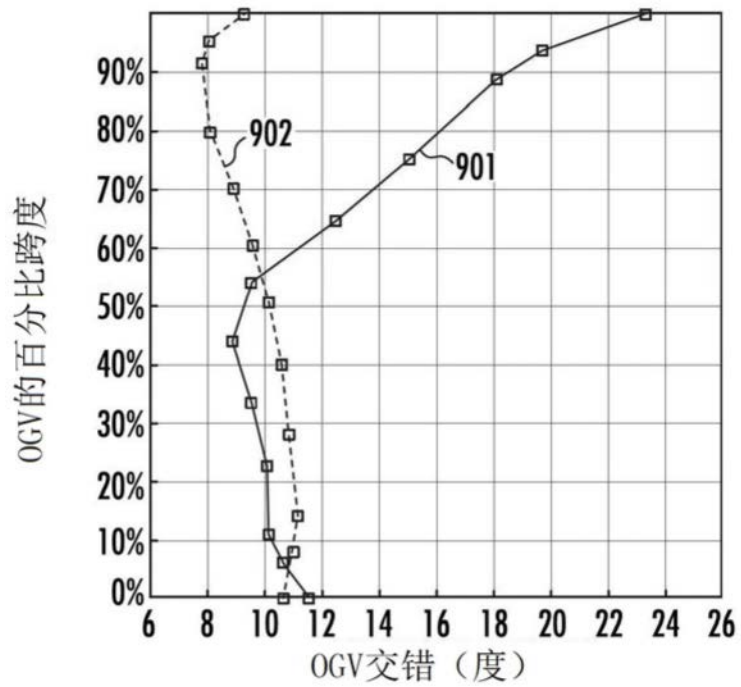


图9



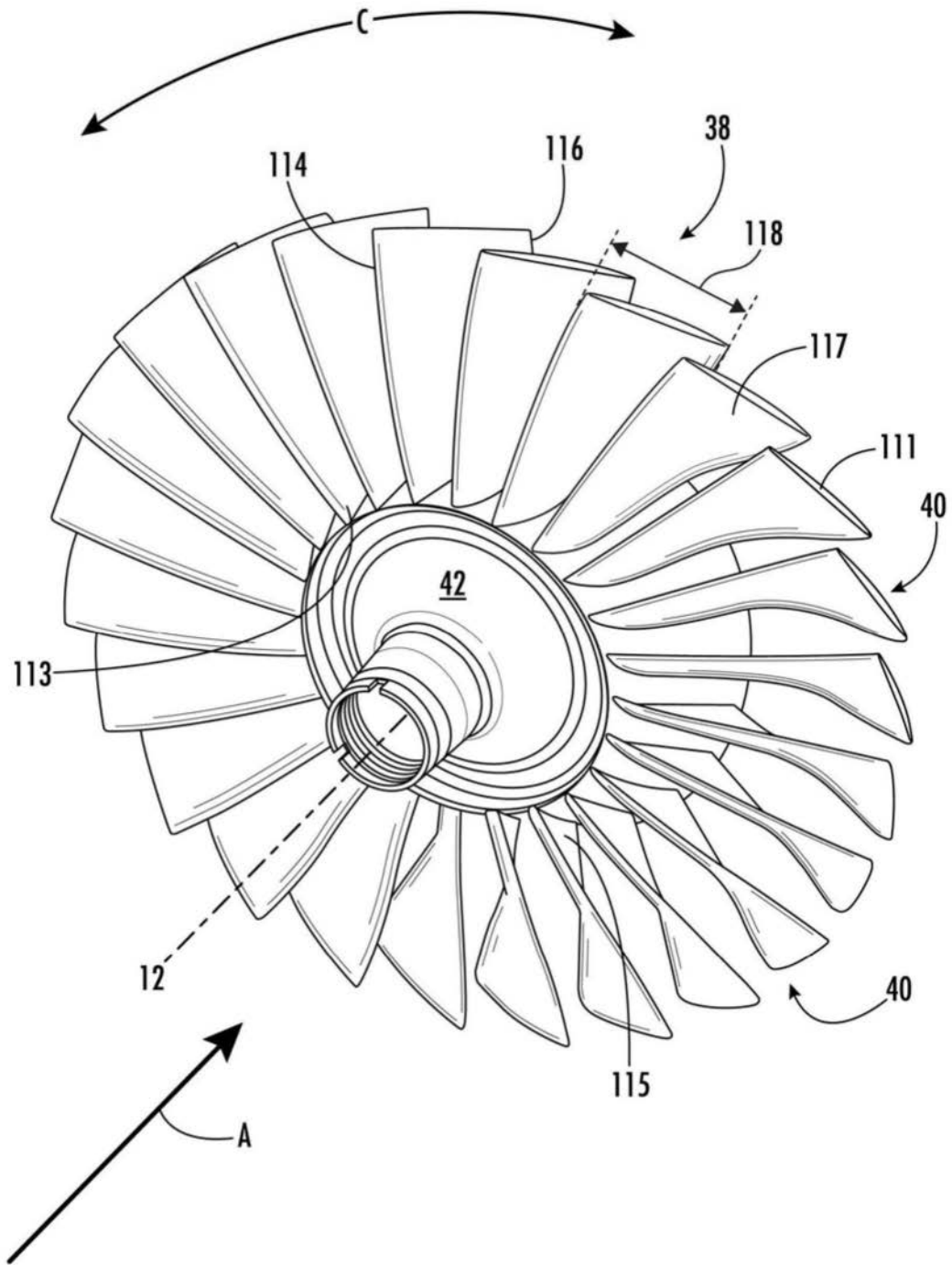


图10

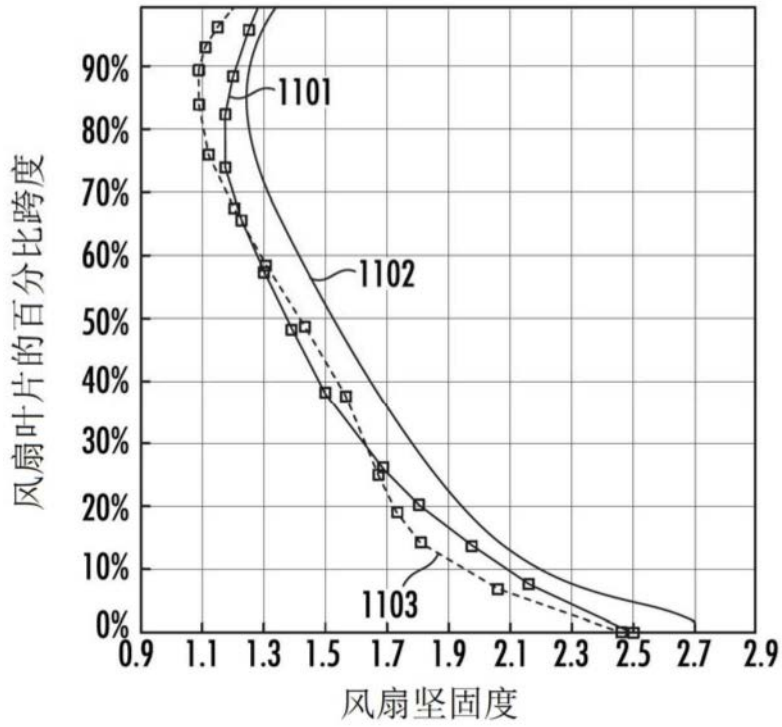


图11

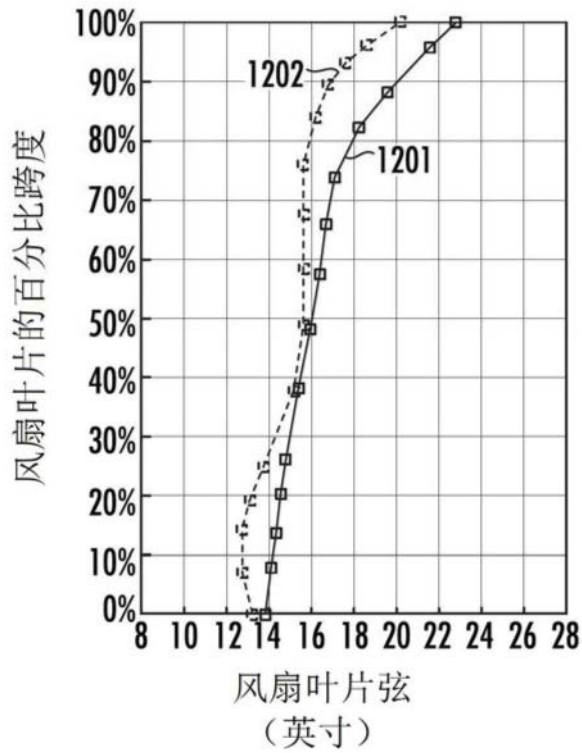


图12

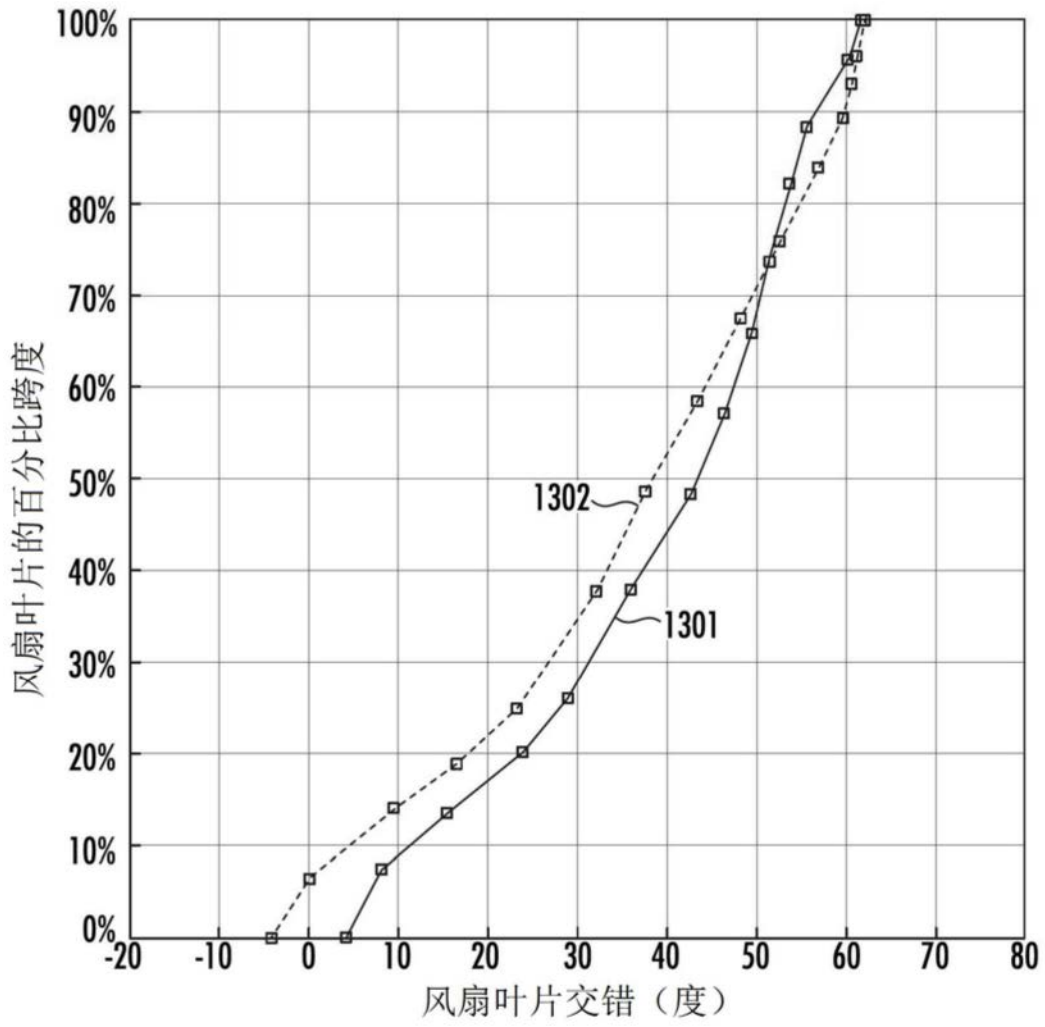


图13

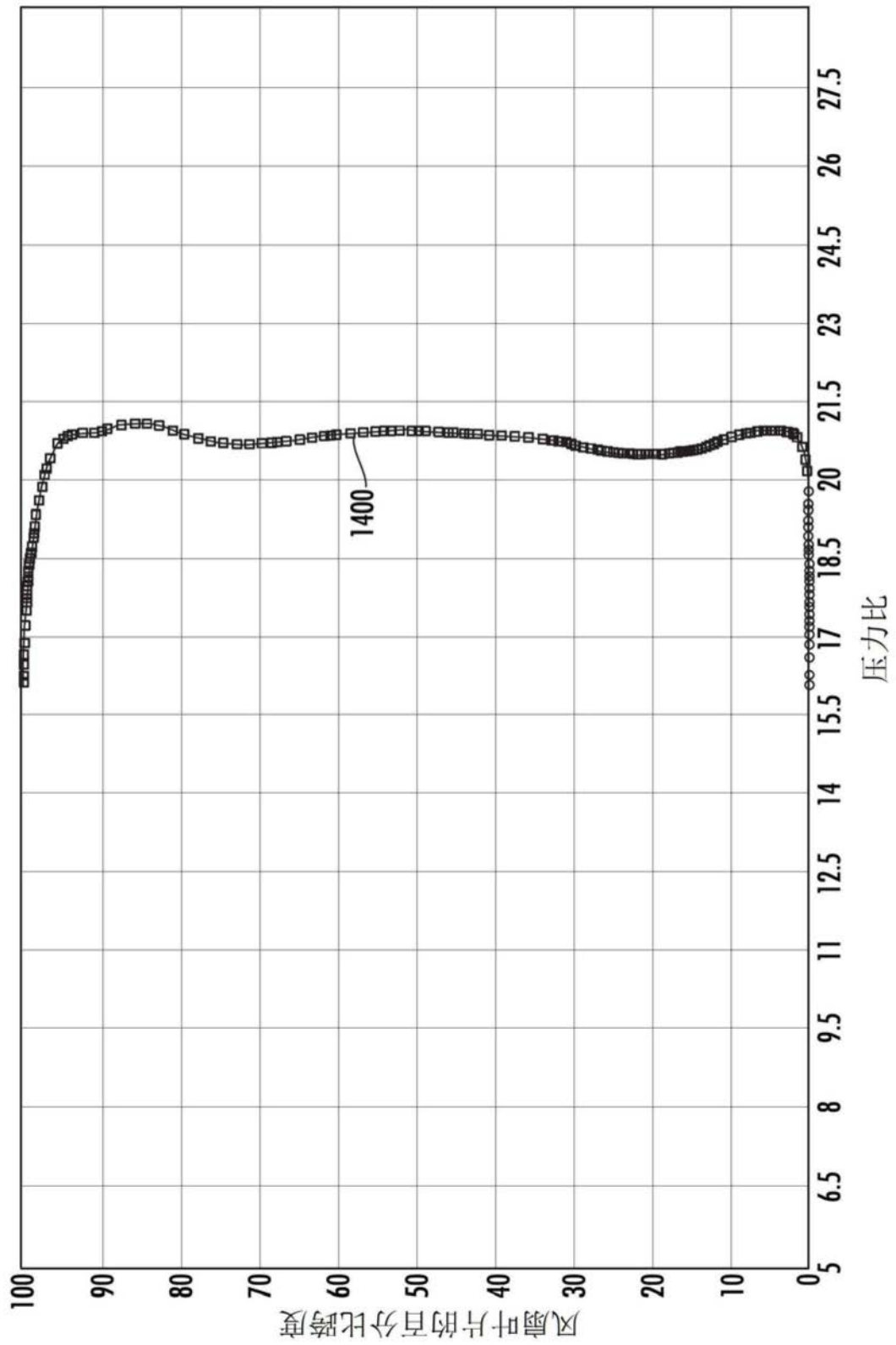


图14