



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113428355 B

(45) 授权公告日 2024. 07. 19

(21) 申请号 202110189857.2

(22) 申请日 2021.02.18

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 113428355 A

(43) 申请公布日 2021.09.24

(30) 优先权数据
2020-051196 2020.03.23 JP

(73) 专利权人 三菱重工业株式会社
地址 日本东京都

(72) 发明人 森崎雄贵 今井和宏 刘达界
斋木康宽

(74) 专利代理机构 北京市柳沈律师事务所
11105

专利代理师 韩锋

(51) Int.Cl.

B64C 27/20 (2023.01)

B64C 29/00 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 101253333 A, 2008.08.27

CN 110775260 A, 2020.02.11

审查员 刘若凡

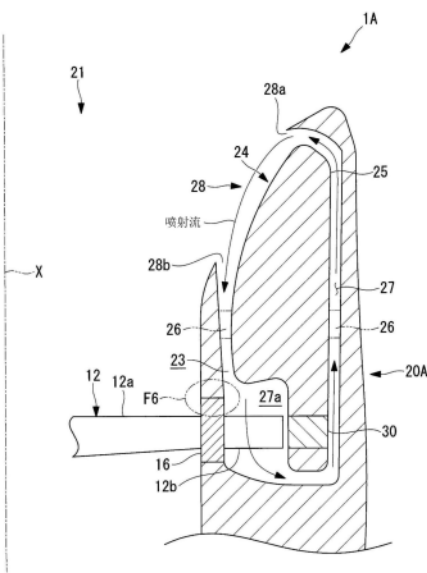
权利要求书1页 说明书8页 附图13页

(54) 发明名称

涵道风扇以及航空器

(57) 摘要

本发明提供一种能将开始剥离的空气吸引至唇部从而抑制在唇部的空气的剥离的涵道风扇以及航空器。涵道风扇 (1A) 具备: 风扇; 以及圆筒形状的罩 (20A), 该圆筒形状的罩具有从一端侧导入空气的导入口 (21), 该风扇具有: 压缩机叶片 (12b), 该压缩机叶片设于外周侧; 以及推进叶片 (12a), 该推进叶片设于比压缩机叶片 (12b) 靠内周侧的位置, 罩 (20A) 具有: 容纳部 (23), 该容纳部将压缩机叶片 (12b) 容纳在内部; 吹出口 (28a), 该吹出口由压缩机叶片 (12b) 吹出在容纳部 (23) 流动的空气; 以及吸入口 (28b), 该吸入口吸入吹出的空气, 吹出口 (28a) 设于罩 (20A) 的半径方向内侧且设于罩 (20A) 的导入口 (21) 附近, 吸入口 (28b) 设于罩 (20A) 的半径方向内侧且在轴线X方向上设于吹出口 (28a) 与压缩机叶片 (12b) 之间。



1. 一种涵道风扇,所述涵道风扇具备:

风扇,所述风扇绕轴线旋转而产生空气流;和

圆筒形状的罩,所述圆筒形状的罩绕所述轴线包围该风扇,并且在所述轴线方向延伸,具有通过所述风扇的旋转而从一端侧导入空气的导入口,

所述风扇具有:压缩机叶片,所述压缩机叶片设于外周侧;以及推进叶片,所述推进叶片设于比该压缩机叶片靠内周侧的位置,

所述罩具有:容纳部,所述容纳部将所述压缩机叶片容纳在内部;吹出口,所述吹出口由所述压缩机叶片吹出在所述容纳部流动的空气;以及吸入口,所述吸入口吸入从该吹出口吹出的空气,

所述吹出口设于所述罩的半径方向内侧且设于所述罩的所述导入口附近,

所述吸入口设于所述罩的半径方向内侧且在所述轴线方向上设于所述吹出口与所述压缩机叶片之间,

通过所述风扇旋转,从位于所述罩的一端侧的所述导入口导入周围的空气,经由所述罩的内侧,从位于另一端侧的排出口排出,产生从所述导入口朝向所述排出口的空气流。

2. 根据权利要求1所述的涵道风扇,其中,

所述压缩机叶片和所述推进叶片通过绕所述轴线呈环状并且与所述风扇一起旋转的轮辋进行连接,

所述轮辋形成所述罩的半径方向内侧的面的一部分。

3. 根据权利要求1所述的涵道风扇,其中,

所述罩具有由所述压缩机叶片吹出在所述容纳部流动的空气的第二吹出口,

所述第二吹出口被设为在所述罩的半径方向外侧且在所述罩的所述导入口附近,朝向所述罩的另一端侧吹出空气。

4. 根据权利要求1至3中任一项所述的涵道风扇,其中,

所述吹出口和所述吸入口遍及所述罩的整周而形成。

5. 根据权利要求1至3中任一项所述的涵道风扇,其中,

所述吹出口和所述吸入口在所述罩的周向上的部分地形成。

6. 根据权利要求5所述的涵道风扇,其中,

所述吹出口和所述吸入口仅设在所述轴线倾斜时位于迎风侧的部分。

7. 根据权利要求1至3中任一项所述的涵道风扇,其中,

所述涵道风扇被设为轮辋驱动型,其中,所述风扇在所述压缩机叶片的外周侧具有设有磁铁的转子芯,所述罩在所述容纳部具有设有线圈的定子芯。

8. 根据权利要求1至3中任一项所述的涵道风扇,其中,

所述压缩机叶片的形状与所述推进叶片的形状不同。

9. 根据权利要求1至3中任一项所述的涵道风扇,其中,

所述压缩机叶片的片数与所述推进叶片的片数不同。

10. 一种航空器,所述航空器具备根据权利要求1至9中任一项所述的涵道风扇。

涵道风扇以及航空器

技术领域

[0001] 本公开涉及一种涵道风扇以及航空器。

背景技术

[0002] 近年来,随着电力电子的性能提高,正在积极地进行对航空器电动化的开发,其开发之一有VTOL(Vertical Take Off&Landing:垂直起飞着陆)型的航空器。

[0003] 电动的VTOL机因巡航速度、巡航距离、有效载荷等要求而机体的形式有所差异。例如,在要求巡航速度快、巡航距离长的情况下,多采用具有主翼的偏转翼(Tilt-Wing)飞机、倾转旋翼(Tiltrotor)机。

[0004] 另一方面,当使主翼、旋翼(rotor)倾转(倾斜)时,飞行的稳定控制变难,因此,在巡航速度慢、巡航距离短的情况下,多采用固定旋翼机。

[0005] 近年来,长距离运输的需求提高,由此认为今后有效利用电动化的优点,由分散风扇实现的偏转翼飞机、倾转旋翼机的需求会提高。在这种情况下,当考虑噪音、悬停时的推力等时,理想的是采用涵道风扇(具有罩的风扇)。

[0006] 在涵道风扇中,在导入空气的罩的开口附近(特别是唇部)的空气的剥离对推力的性能有大的影响。特别是,在从起飞着陆向巡航飞行转变模式时、有侧风的情况等,空气相对于风扇的旋转轴线倾斜地流入的情况下,在唇部容易产生剥离。因此,如何抑制在唇部的剥离成为重要的课题。

[0007] 在专利文献1中,公开了为了使自然流从唇部分离而吹出喷气的结构,通过控制喷气的吹出来控制剥离。

[0008] 现有技术文献

[0009] 专利文献

[0010] 专利文献1:美国专利申请公开第2010/0140416号说明书

发明内容

[0011] 发明要解决的问题

[0012] 但是,在专利文献1的结构中,即使能促进在唇部的剥离,也不能积极地抑制剥离。

[0013] 本公开是鉴于上述情况而完成的,其目的在于提供一种能将开始剥离的空气吸引至唇部从而抑制在唇部的空气的剥离的涵道风扇以及航空器。

[0014] 技术方案

[0015] 为了解决上述课题,本公开的涵道风扇以及航空器采用以下方案。

[0016] 即,本公开的一个方案的涵道风扇,具备:风扇,绕轴线旋转而产生空气流;以及圆筒形状的罩,绕所述轴线包围该风扇,并且在所述轴线方向延伸,具有通过所述风扇的旋转而从一端侧导入空气的导入口,其中,所述风扇具有:压缩机叶片,设于外周侧;以及推进叶片,设于比该压缩机叶片靠内周侧的位置,所述罩具有:容纳部,将所述压缩机叶片容纳在内部;吹出口,由所述压缩机叶片吹出在所述容纳部流动的空气;以及吸入口,吸入从该吹

出口吹出的空气,所述吹出口设于所述罩的半径方向内侧且设于所述罩的所述导入口附近,所述吸入口设于所述罩的半径方向内侧且在所述轴线方向上设于所述吹出口与所述压缩机叶片之间。

[0017] 此外,本公开的一个方案的航空器具有上述涵道风扇。

[0018] 有益效果

[0019] 根据本公开的涵道风扇以及航空器,能将开始剥离的空气吸引至唇部从而抑制在唇部的空气的剥离。

附图说明

[0020] 图1是本公开的第一和第二实施方式的涵道风扇的俯视图。

[0021] 图2是本公开的第一和第二实施方式的涵道风扇的侧视图。

[0022] 图3是风扇的俯视图。

[0023] 图4是风扇和定子芯的俯视图。

[0024] 图5是图2所示的F5部的局部放大图(纵剖视图)(第一实施方式)。

[0025] 图6是图5所示的F6部的局部放大图。

[0026] 图7是表示图5所示的唇部附近的空气流的图。

[0027] 图8是从导入口侧立体观察第一实施方式的罩的图。

[0028] 图9是压缩机叶片与推进叶片的片数不同的风扇的俯视图。

[0029] 图10是从导入口侧立体观察第一实施方式的变形例的罩的图。

[0030] 图11是倾斜的涵道风扇的侧视图。

[0031] 图12是图2所示的F5部的局部放大图(纵剖视图)(第二实施方式)。

[0032] 图13是从导入口侧立体观察第二实施方式的罩的图。

[0033] 图14是具备涵道风扇的航空器的俯视图。

具体实施方式

[0034] [第一实施方式]

[0035] 以下,参照附图对本公开的第一实施方式的涵道风扇以及航空器进行说明。

[0036] [关于涵道风扇的结构概略]

[0037] 图1是涵道风扇1A的俯视图。图2是涵道风扇1A的侧视图。

[0038] 如图1和图2所示,涵道风扇1A具备风扇10和包围风扇10的圆筒形状的罩20A。

[0039] 如图14所示,涵道风扇1A例如成为安装于倾转旋翼机、偏转翼飞机等航空器100,产生航空器100的飞行所需要的推力(用于上浮和推进的推力)的装置。

[0040] 需要说明的是,为了易于理解,图14的涵道风扇1A被从主翼、机身等分离来表示,但实际上固定于主翼、机身等航空器100的主体。

[0041] 风扇10具有以轴线X为旋转轴线的轮毂11和安装于轮毂11的多片叶片12。

[0042] 罩20A设为在轴线X方向延伸的圆筒形状的构件,以包围风扇10的整周方向的方式将风扇10容纳在内侧。以下,仅记为“内侧”、“外侧”的情况下,是指以轴线X为中心的“半径方向的内侧”、“半径方向的外侧”。

[0043] 如图2所示,罩20A的内周面(内侧的周面)连接有支承构件40,支承构件40绕轴线X

旋转自如地支承轮毂11。由支承构件40支承的风扇10通过后文叙述的驱动装置而绕轴线X旋转。

[0044] 通过风扇10(严格来说为叶片12)旋转,从位于罩20A的一端侧的导入口21导入周围的空气,经由罩20A的内侧,从位于另一端侧的排出口22排出。即,产生从导入口21朝向排出口22的空气流。

[0045] [关于风扇的详细结构]

[0046] 图3是仅俯视观察风扇10的图。图4是俯视观察风扇10和定子芯30的图。

[0047] 如图3所示,叶片12由推进叶片12a和位于其外周侧的压缩机叶片12b这两种叶片构成。

[0048] 设推进叶片12a的半径方向长度为 L_a ,设压缩机叶片12b的半径方向长度为 L_b 时,优选 $L_a > L_b$ 。

[0049] 推进叶片12a主要是用于在罩20A的内侧产生气流的叶片,在俯视的情况下(参照图1),其叶片表面暴露于罩20A的内侧。

[0050] 另一方面,压缩机叶片12b主要是用于在形成于罩20A的内部的容纳部23(参照图2)产生气流的叶片并容纳在容纳部23。因此,在俯视的情况下(参照图1),无法视觉确认其叶片表面。

[0051] 需要说明的是,图2的容纳部23是容纳压缩机叶片12b等构件的空间,在图2中为了简单而省略容纳在容纳部23的内部的构件的记载。

[0052] 推进叶片12a和压缩机叶片12b通过绕轴线X呈环状的连接轮辋(轮辋)16进行连接。由此,推进叶片12a和压缩机叶片12b作为叶片12一体地旋转。

[0053] 压缩机叶片12b的外周侧的叶片端安装有绕轴线X呈环状的转子芯14。此外,在转子芯14的外周面安装有磁铁15。

[0054] 如图4所示,在磁铁15的外周侧设有相对于磁铁15的外周面隔开规定间隙而配置的圆环状的定子芯30。定子芯30容纳并固定在罩20A的容纳部23。

[0055] 定子芯30安装有卷绕的多个线圈(未图示),构成为通过未图示的供电装置来改变磁极。即,在所述定子芯30与安装于压缩机叶片12b的磁铁15之间构成电动马达(驱动装置)。另外换言之,风扇10成为从外周侧得到驱动力的轮辋驱动型。

[0056] [关于罩的详细结构]

[0057] 图5是图2所示的F5部的局部放大图(纵剖视图)。图6是图5所示的F6部的局部放大图。图7是表示图5所示的唇部24附近的空气流的图。图8是从导入口21侧立体观察罩20A的图。

[0058] 如图5所示,连接压缩机叶片12b和推进叶片12a的连接轮辋16构成隔开容纳部23和罩20A的内侧的空间(有推进叶片12a的空间)的壁部。此时,罩20A的内周面和连接轮辋16的内周面以成为一个光滑的面的方式连接。即,连接轮辋16的内周面作为罩20A的内周面的一部分发挥功能。由此,能减小对于在罩20A的内侧流动的空气(特别是,沿着罩20A的内周面流动的空气)的阻力。

[0059] 需要说明的是,连接轮辋16与推进叶片12a和压缩机叶片12b一起绕轴线X旋转,因此,也可以在轴线X方向上在连接轮辋16与罩20A之间设置微小的间隙。由此,能使连接轮辋16相对于罩20A顺畅地旋转。

[0060] 此外,如图6所示,也可以使其间隙弯折而作为迷宫式密封件发挥作用。由此,能抑制空气经由连接轮辋16与罩20A之间的间隙,从容纳部23漏出。

[0061] 如图5所示,容纳部23设为从罩20A的导入口21附近的内周面(所谓的唇部)朝向排出口22侧(图5中的下侧)而形成的有底的空间。

[0062] 在容纳部23容纳有:风扇10的压缩机叶片12b、内部构造物25以及安装于内部构造物25的定子芯30。

[0063] 内部构造物25经由支柱26相对于容纳部23的内壁而连接。支柱26在轴线X的圆周方向上设有多个。但是,支柱26彼此以不阻碍在内部流路27流动的空气的方式在圆周方向上相互分离地设置。

[0064] 在容纳部23的上部从罩20A暴露的内部构造物25的上部侧面形成大致平行地沿着原来的唇部的流线形状。

[0065] 在此所说的“原来的唇部”是指在未形成容纳部23的情况下的罩20A的唇部。

[0066] 在本实施方式中,将形成流线形状的内部构造物25的上部侧面和位于其附近的罩20A的内周面的一部分作为罩20A的唇部24。

[0067] 在内部构造物25的下部的内周侧形成有:压缩机叶片12b、转子芯14以及用于收纳磁铁15的凹处27a。此外,在与压缩机叶片12b的叶片端对置的内部构造物25中嵌入并固定有定子芯30。

[0068] 需要说明的是,在图5中为了简单而省略转子芯14和磁铁15的记载。

[0069] 内部构造物25与容纳部23的内壁一起划定大致呈U状的内部流路27。凹处27a设为内部流路27的一部分。在其凹处27a通过压缩机叶片12b旋转来压缩叶片下表面侧的空气,并且将叶片上表面侧的空气吸入至叶片下表面侧,从而在内部流路27产生空气流。

[0070] 内部流路27在导入口21侧的唇部24附近具有开口(吹出口28a)。此外,内部流路27在唇部24的下部附近并且在轴线X方向上在吹出口28a与压缩机叶片12b之间具有开口(吸入口28b)。这些吹出口28a和吸入口28b由内部构造物25的上部侧面(与唇部24对应的部分)和罩20A形成。

[0071] 在罩20A中,与唇部24对应的部分通过容纳部23开放,因此,内部流路27在结构上没有划定与唇部24对应的一部分的区间(不经由压缩机叶片12b的从吹出口28a到吸入口28b的区间)。但是,通过压缩机叶片12b将压缩后的空气从吹出口28a以高速吹出,并且将此空气从吸入口28b吸入,由此,产生沿着内部构造物25的流线形状的上部侧面(包括唇部24的面)的空气的快速流(以下称为“喷射流”),从而形成设为假想的流路的内侧喷射流路28。

[0072] 如图7所示,内侧喷射流路28中的喷射流因附壁效应而吸引周围的空气,因此,例如能将将从罩20A的侧面流入的在唇部24开始剥离的空气吸引至唇部24。

[0073] 如图1和图8所示,如以上那样构成的吹出口28a和吸入口28b遍及以轴线X为中心的罩20A的整周(360°)而形成。由此,能提供应对从所有方向流入的空气的涵道风扇1A。

[0074] 需要说明的是,喷射流速度越快,越容易得到附壁效应,因此,压缩机叶片12b优选设为与推进叶片12a为不同的叶片形状,例如设为专门用于空气的压缩的叶片形状。

[0075] 此外,如图9所示,也可以通过使压缩机叶片12b的片数与推进叶片12a的片数不同来进一步特化于空气的压缩。

[0076] 根据本实施方式,可以实现以下的效果。

[0077] 涵道风扇1A在罩20A的唇部24具有:吹出口28a,由压缩机叶片12b吹出在容纳部23流动的空气;以及吸入口28b,吸入从吹出口28a吹出的空气,因此,能通过压缩机叶片12b产生沿着唇部24的喷射流。该喷射流因附壁效应而吸引周围的空气,能将在唇部24开始剥离的空气吸引至唇部24。由此,能抑制在唇部24的空气中的剥离。这对在涵道风扇1A倾斜的情况、吹侧风的情况等,空气相对于轴线X倾斜地流入的情况是有用的。此外,即使在涵道风扇1A相对于空气流不倾斜地起飞时或巡航飞行时等,空气沿着轴线X流动的情况下,通过喷射流使沿着唇部24的空气流增速,因此也能减小成为阻力成分的压力。

[0078] 此外,连接轮辋16形成罩20A的内周面的一部分,因此,通过连接轮辋16能隔开存在有压缩机叶片12b的罩20A的容纳部23与存在有推进叶片12a的罩20A的内侧的空间。由此,能分离压缩机叶片12b产生的空气流与推进叶片12a产生的空气流。

[0079] 此外,吹出口28a和吸入口28b遍及罩20A的整周而形成,因此,例如,能提供应对来自任何方向的侧风的涵道风扇1A。

[0080] 此外,涵道风扇1A设为具有在压缩机叶片12b的外周侧设有磁铁15的转子芯14,并且在容纳部23具有设有线圈的定子芯30的轮辋驱动型,因此能将作为发热零件的定子芯30通过压缩机叶片12b产生的空气流来冷却。

[0081] [变形例]

[0082] 在第一实施方式中,吹出口28a和吸入口28b遍及以轴线X为中心的罩20A的整周而形成,但如图10所示,也可以仅形成在罩20A的周向的一部分。由此,与遍及罩20A的整周而形成吹出口28a和吸入口28b的情况相比,能降低制作成本。

[0083] 周向的一部分是指例如如图11所示的那样,在涵道风扇1A倾斜时位于迎风侧的部分(在图11中P1所示的部分)。

[0084] 设有涵道风扇1A的倾转旋翼机、偏转翼飞机等航空器,在从起飞着陆向巡行飞行转变模式时,使涵道风扇1A倾斜(倾转)。此时,流入图11中P1所示的部分的风(与航空器的飞行相伴的空气流)流向从P1所示的部分分离的方向(图11中右侧)。因此,在罩20A的迎风侧的唇部24容易产生剥离。另一方面,位于罩20A的背风侧的部分(图11中P2所示的部分)向接受风的方向倾斜,因此,当与迎风侧的P1所示的部分相比时,难以产生剥离。

[0085] 根据以上的理由,也可以仅在涵道风扇1A倾斜时位于迎风侧的罩20A的一部分设置吹出口28a和吸入口28b。

[0086] [第二实施方式]

[0087] 以下,参照附图对本公开的第二实施方式的涵道风扇进行说明。

[0088] 本实施方式的涵道风扇1B相对于第一实施方式的涵道风扇1A在设有第二吹出口29a这一点上不同。因此,对于相同的结构标注相同的附图标记,并省略其说明。

[0089] 图12是图2所示的F5部的局部放大图(纵剖视图)。图13是从导入口21侧立体观察罩20B的图。

[0090] 如图12所示,内部流路27在罩20B的导入口21侧朝向罩20B的外周面(外侧的周面)而分支。分支的内部流路27具有与罩20B的外周面连通的开口(第二吹出口29a)。第二吹出口29a朝向排出口22侧开口。

[0091] 从第二吹出口29a通过压缩机叶片12b将压缩后的空气以高速吹出(参照图13)。此空气形成从罩20B的导入口21侧朝向排出口22侧的方向沿着罩20B的外周面空气的快速流

(以下称“第二喷射流”)。

[0092] 根据本实施方式,可以实现以下的效果。

[0093] 能通过第二吹出口29a由压缩机叶片12b产生第二喷射流。第二喷射流因附壁效应而吸引周围的空气,因此,能抑制在罩20B的外周面的空气的剥离。此外,通过第二喷射流使沿着罩20B的外周面的空气流增速,因此,能减小成为阻力成分的压力。

[0094] 需要说明的是,在第一实施方式和第二实施方式中,采用了轮辋驱动型的涵道风扇1A、1B,但是,例如也可以在如图2所示的支承构件40中嵌入电动马达来使轮毂11绕轴线X旋转。

[0095] 如以上说明的本公开的第一实施方式和第二实施方式例如,如以下那样被掌握。

[0096] 即,本公开的一个方案的涵道风扇(1A、1B)具备:风扇(10),绕轴线(X)旋转而产生空气流;以及圆筒形状的罩(20A、20B),绕所述轴线(X)包围该风扇(10),并且在所述轴线(X)方向延伸,具有通过所述风扇(10)的旋转而从一端侧导入空气的导入口(21),所述风扇(10)具有:压缩机叶片(12b),设于外周侧;以及推进叶片(12a),设于比该压缩机叶片(12b)靠内周侧的位置,所述罩(20A、20B)具有:容纳部(23),将所述压缩机叶片(12b)容纳在内部;吹出口(28a),由所述压缩机叶片(12b)吹出在所述容纳部(23)流动的空气;以及吸入口(28b),吸入从该吹出口(28a)吹出的空气,所述吹出口(28a)设于所述罩(20A、20B)的半径方向内侧且设于所述罩(20A、20B)的所述导入口(21)附近,所述吸入口(28b)设于所述罩(20A、20B)的半径方向内侧且在所述轴线(X)方向上设于的所述吹出口(28a)与所述压缩机叶片(12b)之间。

[0097] 本方案的涵道风扇(1A、1B)具备:风扇(10),绕轴线(X)旋转而产生空气流;以及圆筒形状的罩(20A、20B),绕轴线(X)包围风扇(10),并且在轴线(X)方向延伸,具有通过风扇(10)的旋转而从一端侧导入空气的导入口(21),风扇(10)具有:压缩机叶片(12b),设于外周侧;推进叶片(12a),设于比压缩机叶片(12b)靠内周侧的位置,罩(20A、20B)具有:容纳部(23),将压缩机叶片(12b)容纳在内部;吹出口(28a),由压缩机叶片(12b)吹出在容纳部(23)流动的空气;以及吸入口(28b),吸入从吹出口(28a)吹出的空气,吹出口(28a)设于罩(20A、20B)的半径方向内侧且设于罩(20A、20B)的导入口(21)附近,吸入口(28b)设于罩(20A、20B)的半径方向内侧且在轴线(X)方向上设于吹出口(28a)与压缩机叶片(12b)之间,因此,能通过推进叶片(12a)一体化的压缩机叶片(12b)产生沿着罩(20A、20B)的导入口(21)附近的内周面(包括所谓的“唇部”的面)的空气流(以下称“喷射流”)。该喷射流因附壁效应而吸引周围的空气,因此,能将在唇部开始剥离的空气吸引至唇部。由此,能抑制在唇部的空气的剥离。这对涵道风扇(1A、1B)倾斜的情况、吹侧风的情况等,空气相对于轴线(X)倾斜地流入的情况是有用的。

[0098] 此外,即使在涵道风扇(1A、1B)相对于空气流不倾斜地起飞时或巡航飞行时等,空气沿着轴线(X)流动的情况下,通过喷射流使沿着唇部的空气流增速,因此也能减小成为阻力成分的压力。

[0099] 需要说明的是,作为风扇(10)的驱动优选使用电动马达。

[0100] 此外,在本公开的一个方案的涵道风扇(1A、1B)中,所述压缩机叶片(12b)与所述推进叶片(12a)通过绕所述轴线(X)呈环状并且与所述风扇(10)一起旋转的轮辋(16)进行连接,所述轮辋(16)形成所述罩(20A、20B)的半径方向内侧的面的一部分。

[0101] 在本方案的涵道风扇(1A、1B)中,压缩机叶片(12b)与推进叶片(12a)通过绕轴线(X)呈环状并且与风扇(10)一起旋转的轮辋(16)进行连接,轮辋(16)形成罩(20A、20B)的半径方向内侧的面的一部分,因此,通过轮辋(16)能隔开存在有压缩机叶片(12b)的罩(20A、20B)的容纳部(23)与存在有推进叶片(12a)的罩(20A、20B)的内侧的空间。由此,能分离压缩机叶片(12b)产生的空气流与推进叶片(12a)产生的空气流。

[0102] 此外,在本公开的一个方案的涵道风扇(1B)中,所述罩(20B)具有由所述压缩机叶片(12b)吹出在所述容纳部(23)流动的空气的第二吹出口(29a),所述第二吹出口(29a)被设为在所述罩(20B)的半径方向外侧且在所述罩(20B)的所述导入口(21)附近,朝向所述罩(20B)的另一端侧吹出空气。

[0103] 在本方案的涵道风扇(1B)中,罩(20B)具有由压缩机叶片(12b)吹出在容纳部(23)流动的空气的第二吹出口(29a),第二吹出口(29a)被设为在罩(20A、20B)的半径方向外侧且在罩(20B)的导入口(21)附近,朝向罩(20B)的另一端侧吹出空气,因此,能通过压缩机叶片(12b)产生从罩(20B)的导入口(21)附近沿着外周面的空气流(以下称“第二喷射流”)。第二喷射流因附壁效应而吸引周围的空气,因此,能抑制在罩(20B)的外周面的空气的剥离。此外,通过第二喷射流使沿着罩(20B)的外周面的空气流增速,因此,能减小成为阻力成分的压力。

[0104] 此外,在本公开的一个方案的涵道风扇(1A、1B)中,所述吹出口(28a)和所述吸入口(28b)遍及所述罩(20A、20B)的整周而形成。

[0105] 在本方案的涵道风扇(1A、1B)中,吹出口(28a)和吸入口(28b)遍及罩(20A、20B)的整周而形成,因此,例如,能提供应对来自任何方向的侧风的涵道风扇(1A、1B)。

[0106] 此外,在本公开的一个方案的涵道风扇(1A、1B)中,所述吹出口(28a)和所述吸入口(28b)在所述罩(20A、20B)的周向上部分地形成。

[0107] 在本方案的涵道风扇(1A、1B)中,吹出口(28a)和吸入口(28b)在罩(20A、20B)的周向上部分地形成,因此,与遍及罩(20A、20B)的整周而形成的情况相比,能降低制作成本。

[0108] 此外,在本公开的一个方案的涵道风扇(1A、1B)中,所述吹出口(28a)和所述吸入口(28b)仅设在所述轴线(X)倾斜时位于迎风侧的部分。

[0109] 在本方案的涵道风扇(1A、1B)中,吹出口(28a)和吸入口(28b)仅设在轴线(X)倾斜时位于迎风侧的部分,因此,能仅在容易产生空气的剥离的部分设置吹出口(28a)和吸入口(28b)。

[0110] 此外,在本公开的一个方案的涵道风扇(1A、1B)中,所述道风扇(1A、1B)被设为轮辋(16)驱动型,其中,所述风扇(10)在所述压缩机叶片(12b)的外周侧具有设有磁铁的转子芯,所述罩(20A、20B)在所述容纳部(23)具有设有线圈的定子芯。

[0111] 在本方案的涵道风扇(1A、1B)中,涵道风扇(1A、1B)被设为轮辋(16)驱动型,其中,风扇(10)在压缩机叶片(12b)的外周侧具有设有磁铁的转子芯,罩(20A、20B)在容纳部(23)具有设有线圈的定子芯,因此,能将作为发热零件的定子芯通过压缩机叶片(12b)产生的空气流来冷却。

[0112] 此外,在本公开的一个方案的涵道风扇(1A、1B)中,所述压缩机叶片(12b)的形状与所述推进叶片(12a)的形状不同。

[0113] 在本方案的涵道风扇(1A、1B)中,压缩机叶片(12b)的形状与推进叶片(12a)的形

状不同,因此,能选择与用途相应的叶片的形状。例如,能仅将压缩机叶片(12b)设为特化于空气压缩的形状。

[0114] 此外,在本公开的一个方案的涵道风扇(1A、1B)中,所述压缩机叶片(12b)的片数与所述推进叶片(12a)的片数不同。

[0115] 在本方案的涵道风扇(1A、1B)中,压缩机叶片(12b)的片数与推进叶片(12a)的片数不同,因此能选择与用途相应的叶片的片数。

[0116] 此外,本公开的一个方案的航空器具备上述的涵道风扇(1A、1B)。

[0117] 附图标记说明

[0118] 1A、1B涵道风扇

[0119] 10风扇

[0120] 11轮毂

[0121] 12叶片

[0122] 12a推进叶片

[0123] 12b压缩机叶片

[0124] 14转子芯

[0125] 15磁铁

[0126] 16连接轮辋(轮辋)

[0127] 20A、20B罩

[0128] 21导入口

[0129] 22排出口

[0130] 23容纳部

[0131] 24唇部

[0132] 25内部构造物

[0133] 26支柱

[0134] 27内部流路

[0135] 27a凹处

[0136] 28内侧喷射流路

[0137] 28a吹出口

[0138] 28b吸入口

[0139] 29a第二吹出口

[0140] 30定子芯

[0141] 40支承构件

[0142] 100航空器

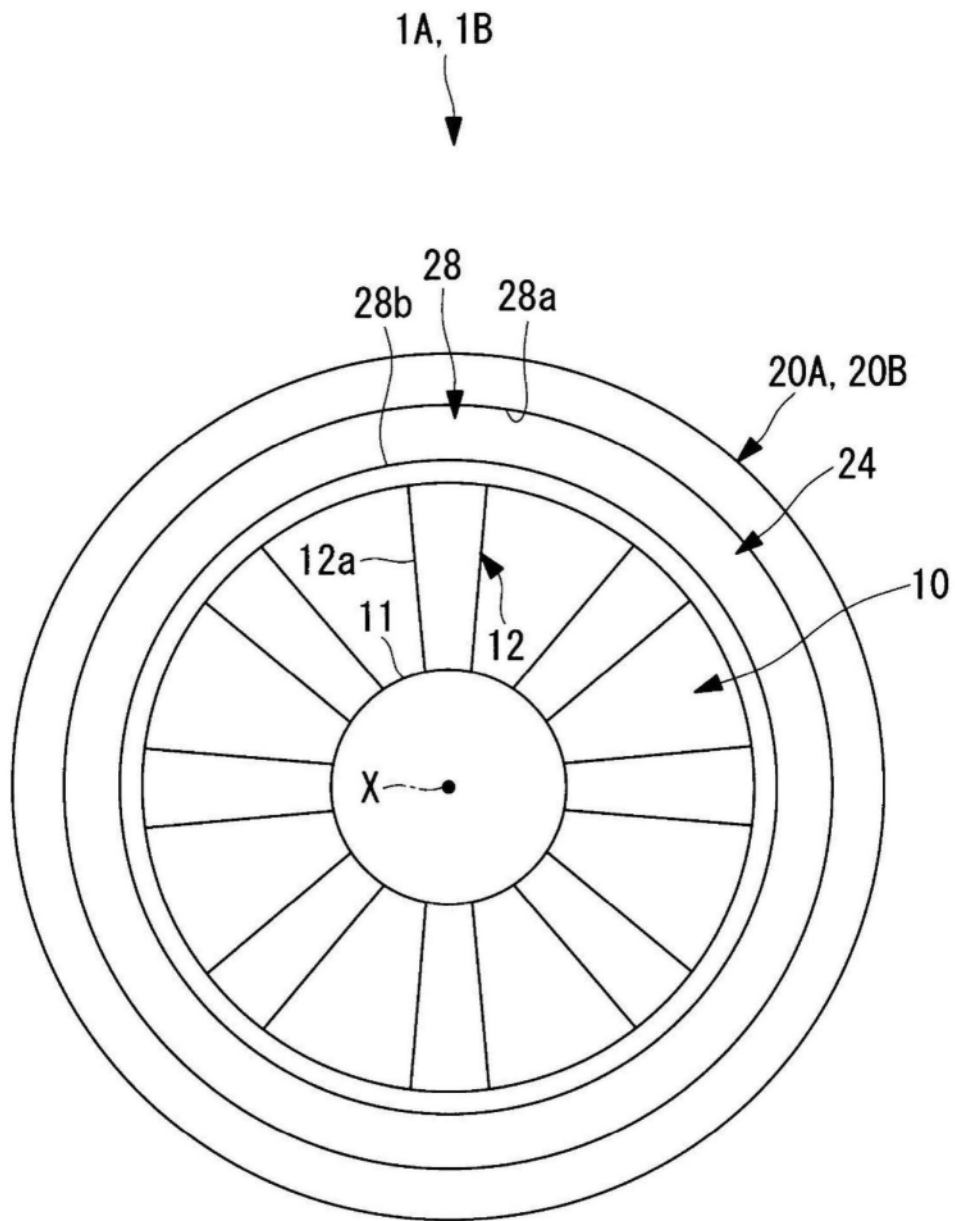


图1

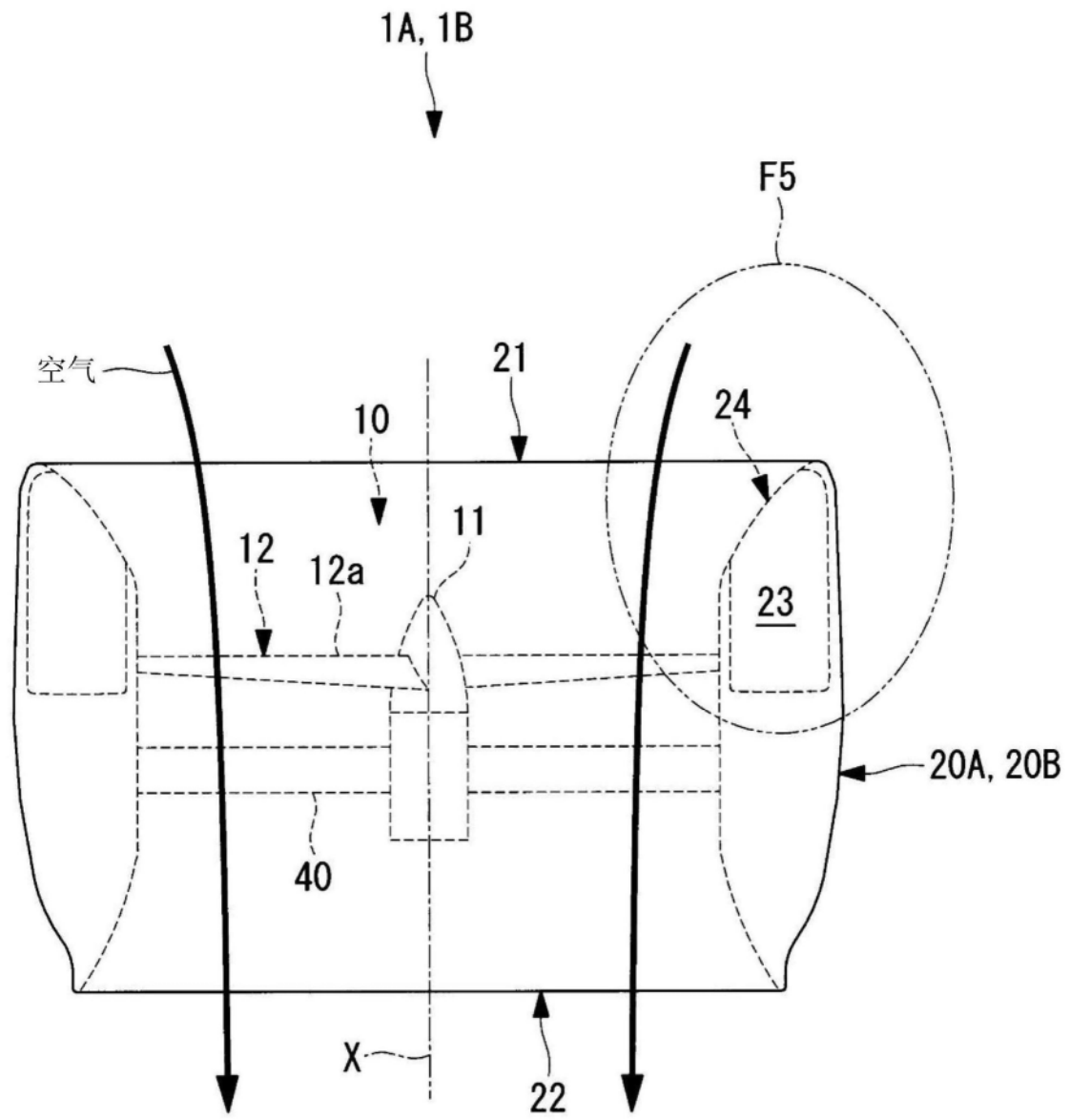


图2

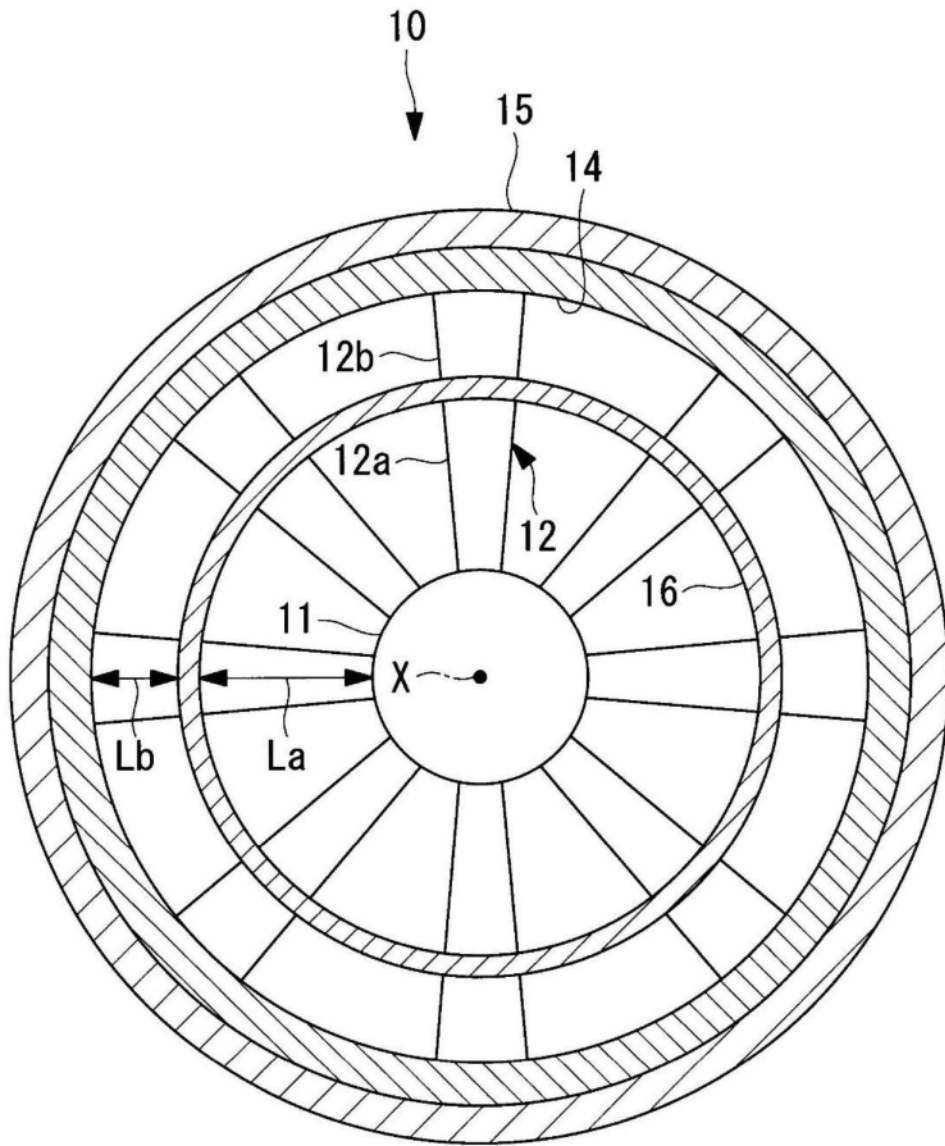


图3

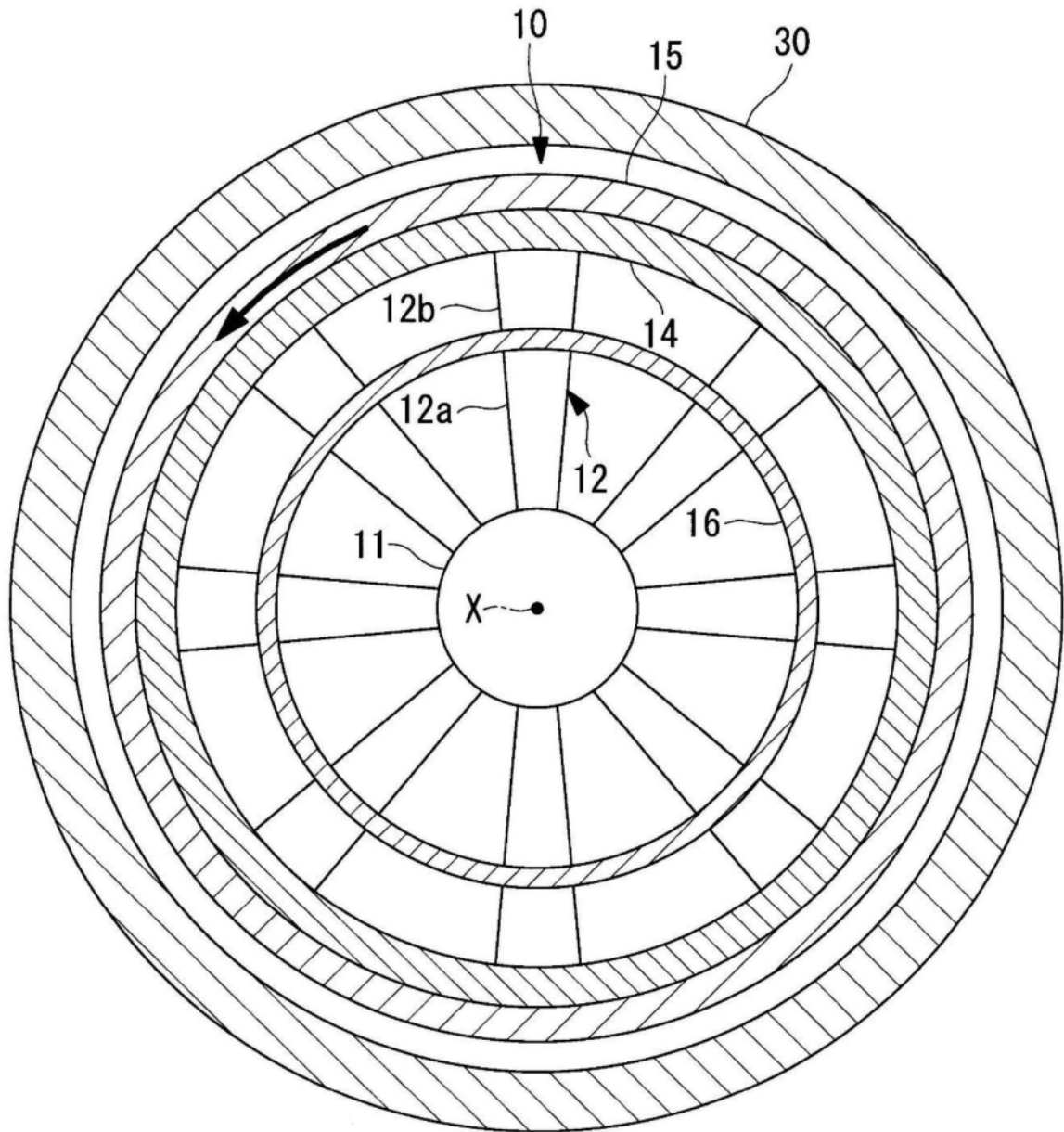


图4

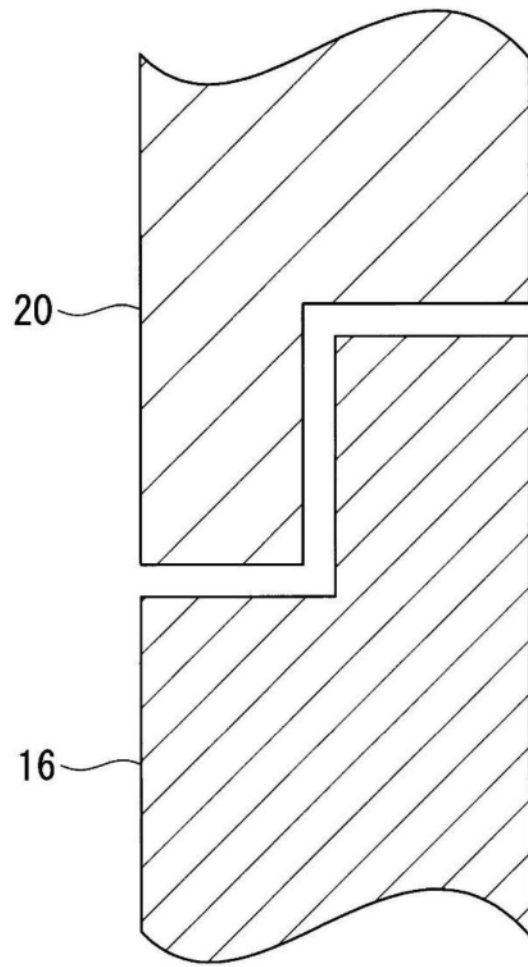


图6

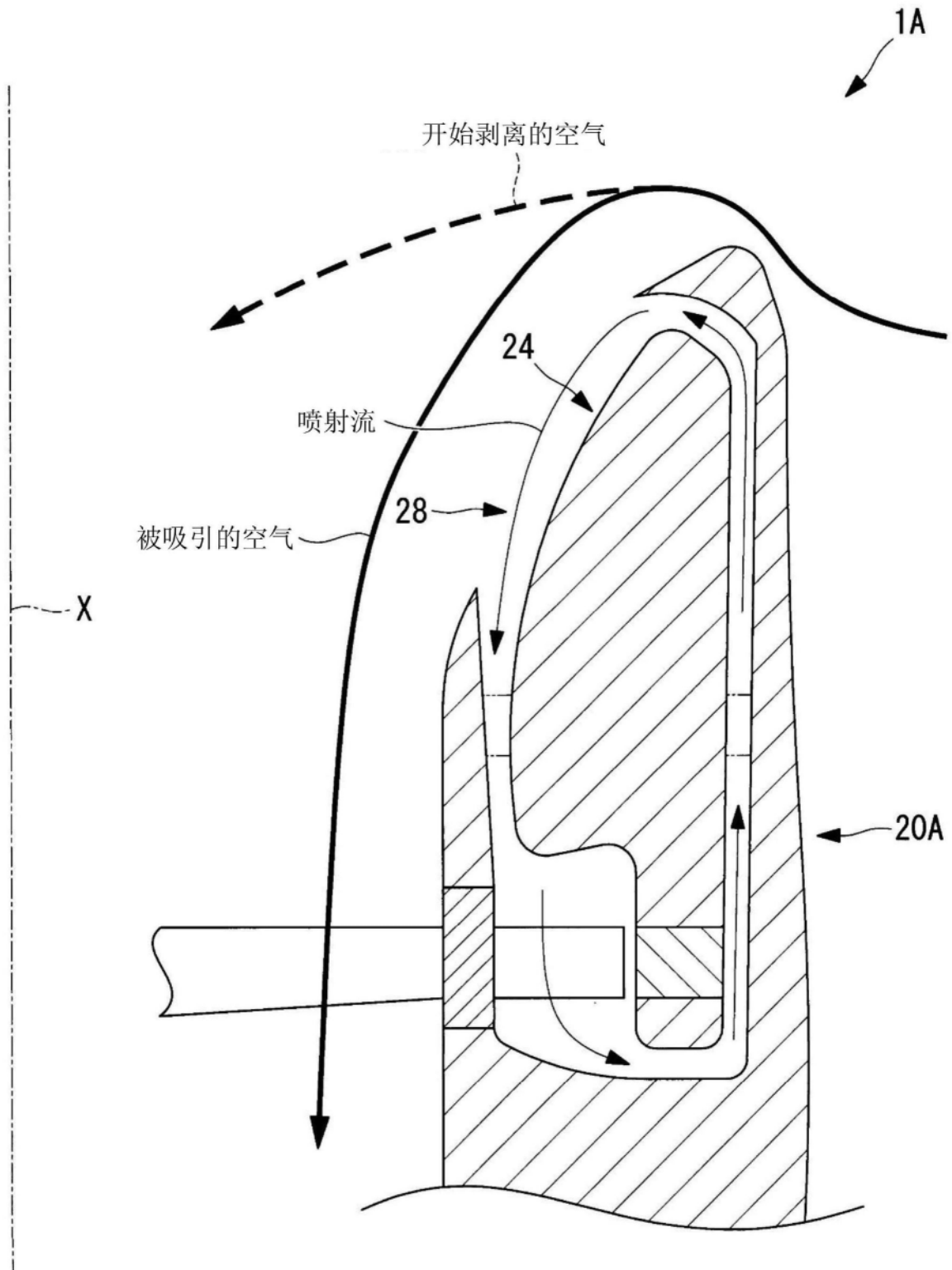


图7

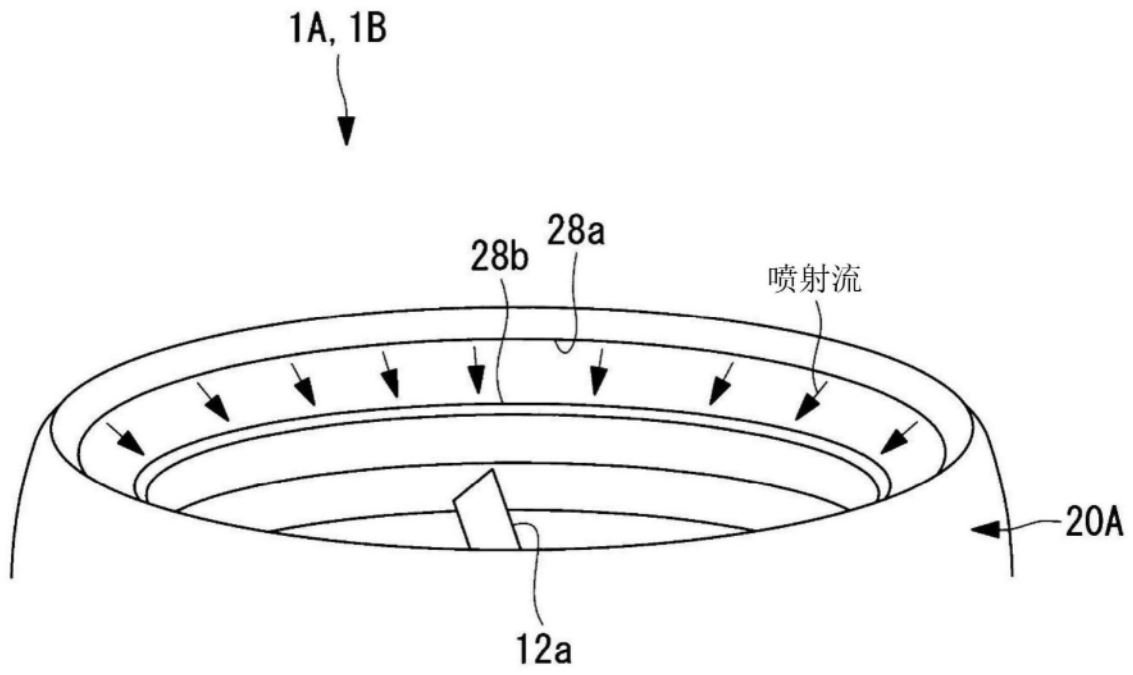


图8

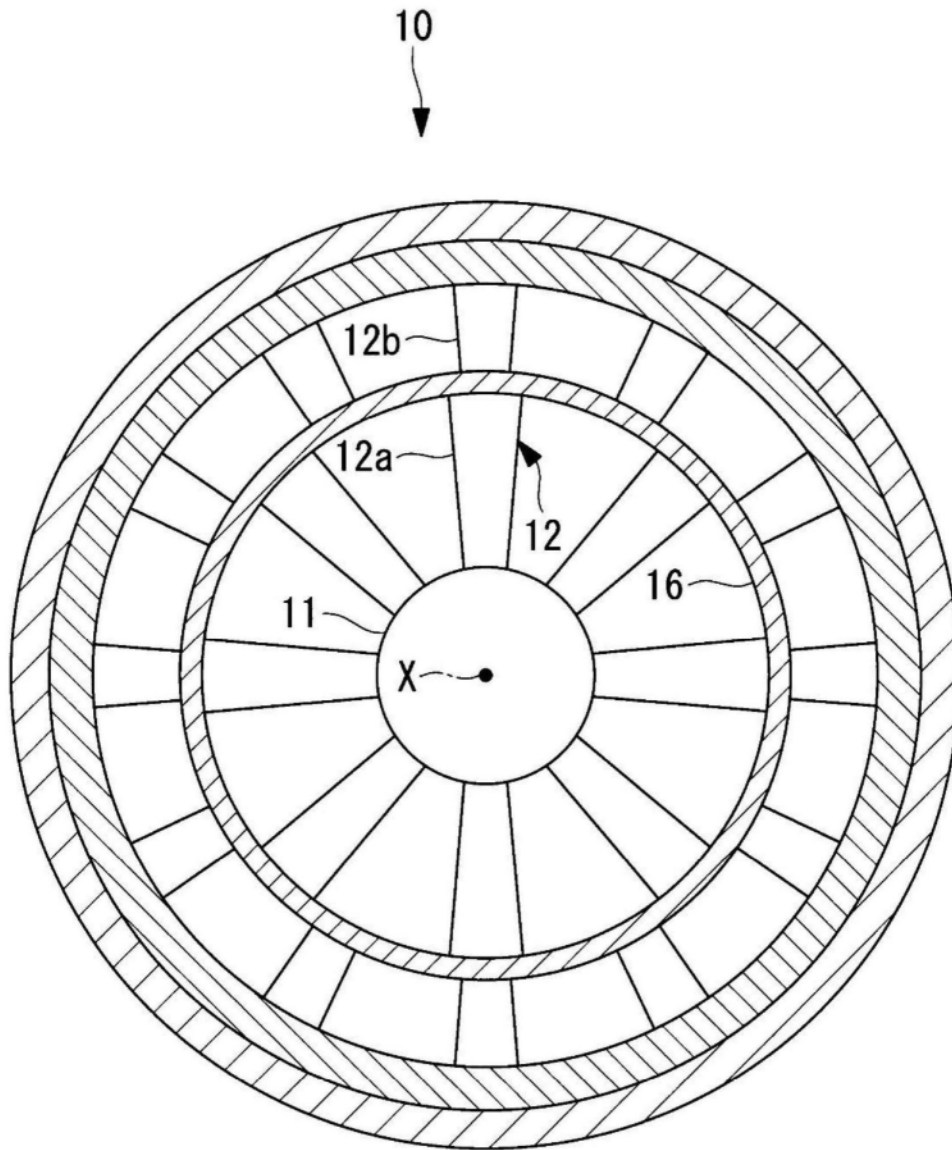


图9

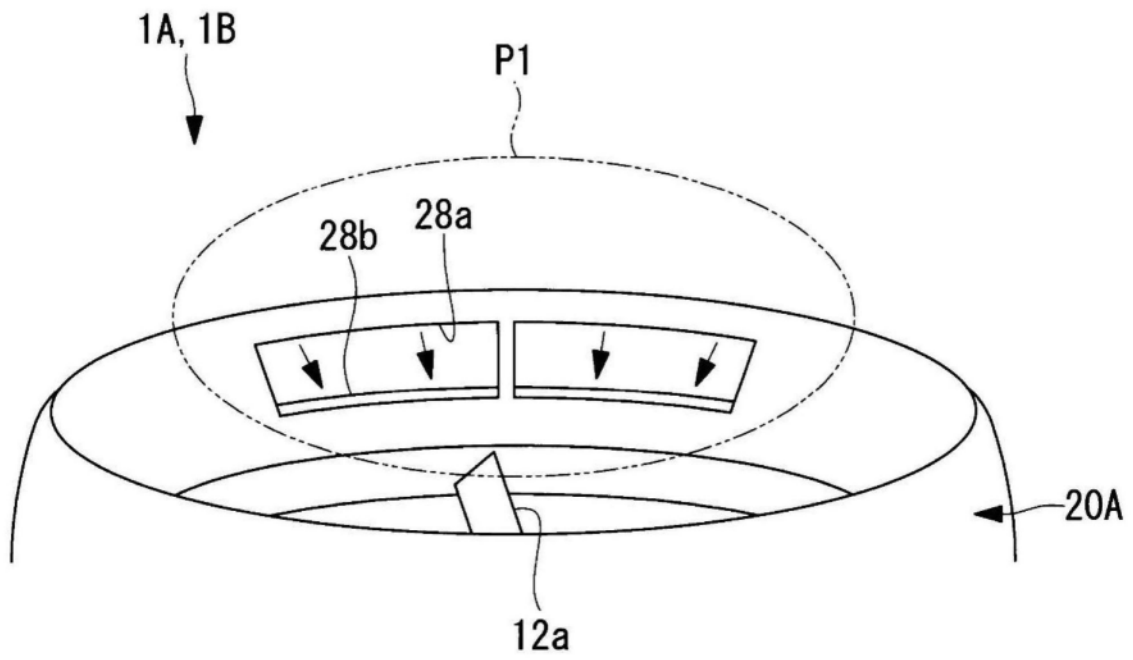


图10

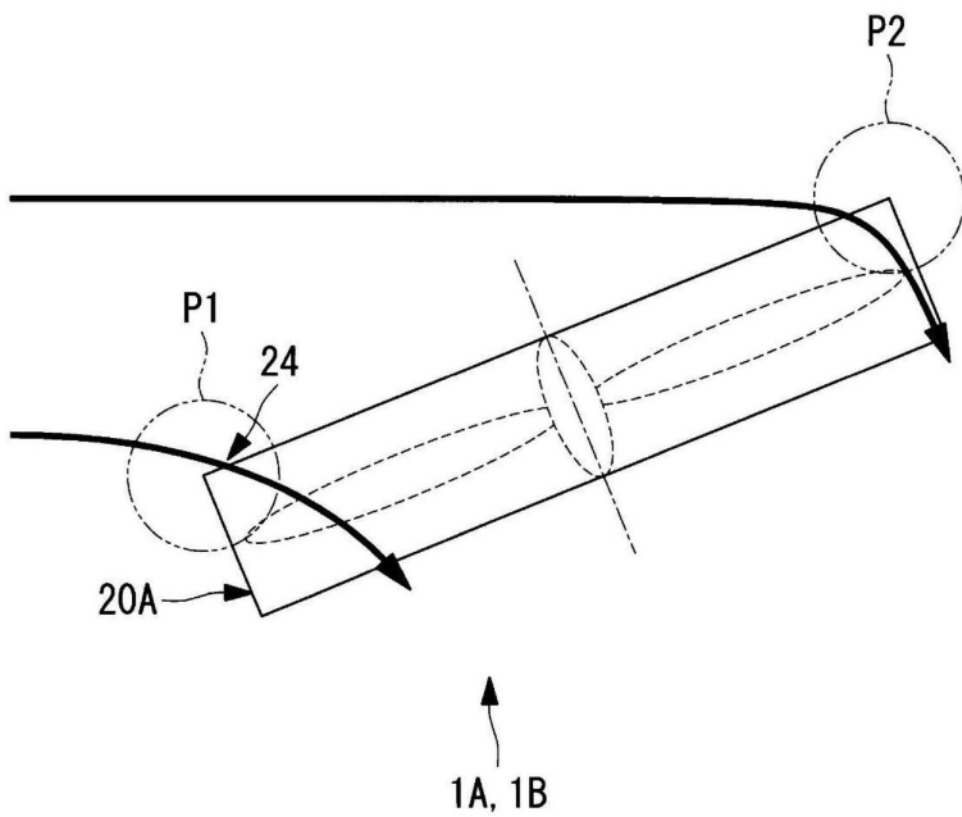


图11

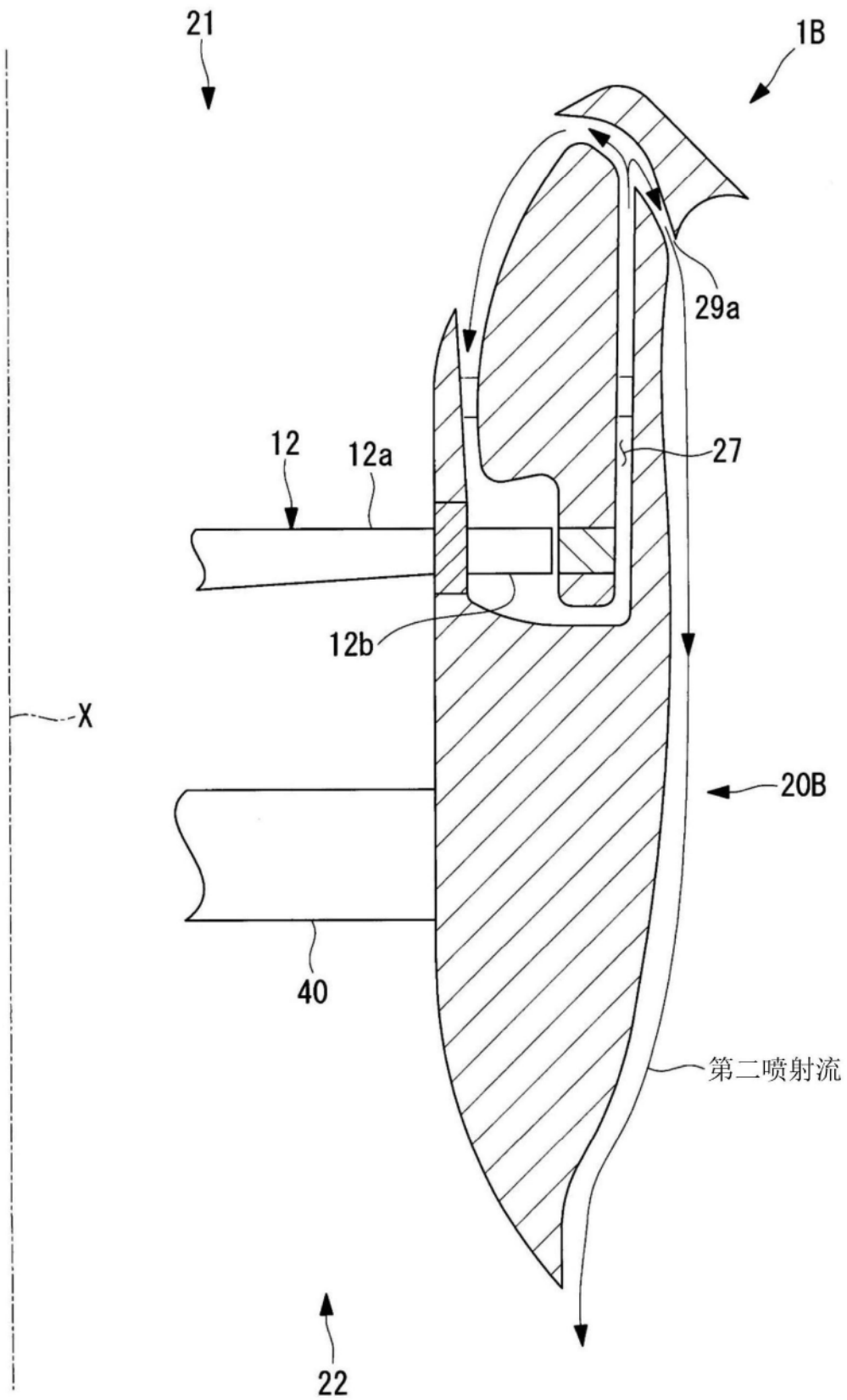


图12

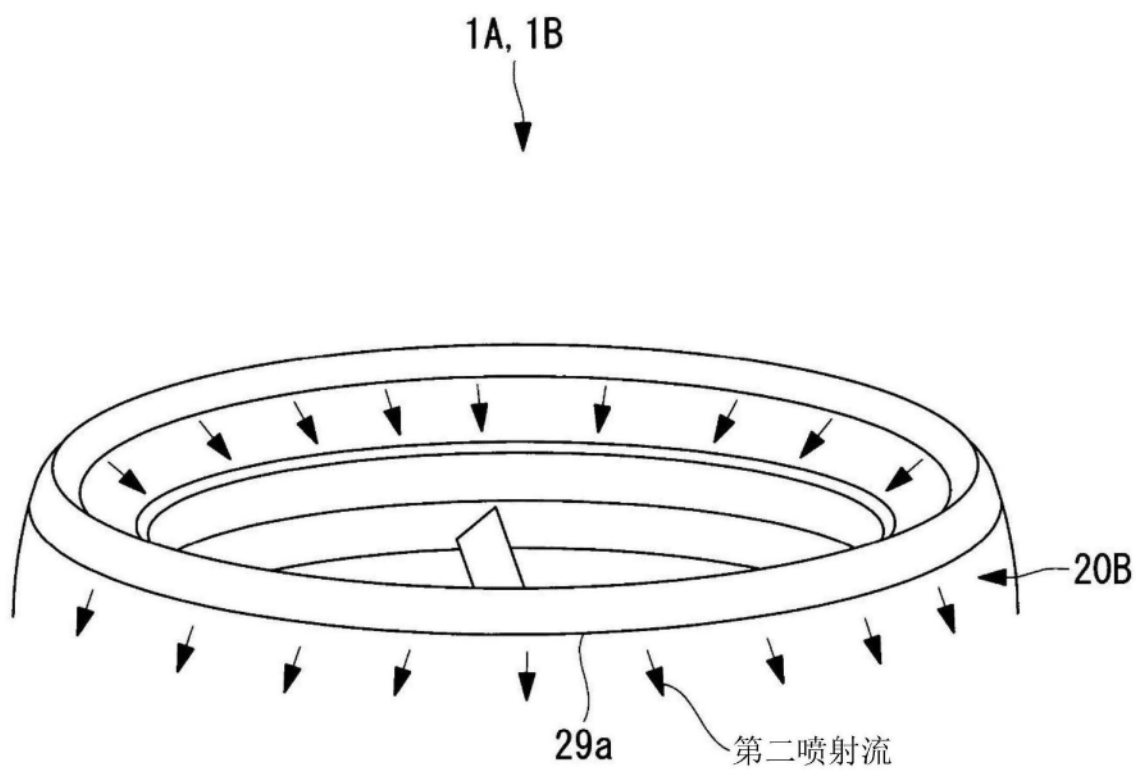


图13

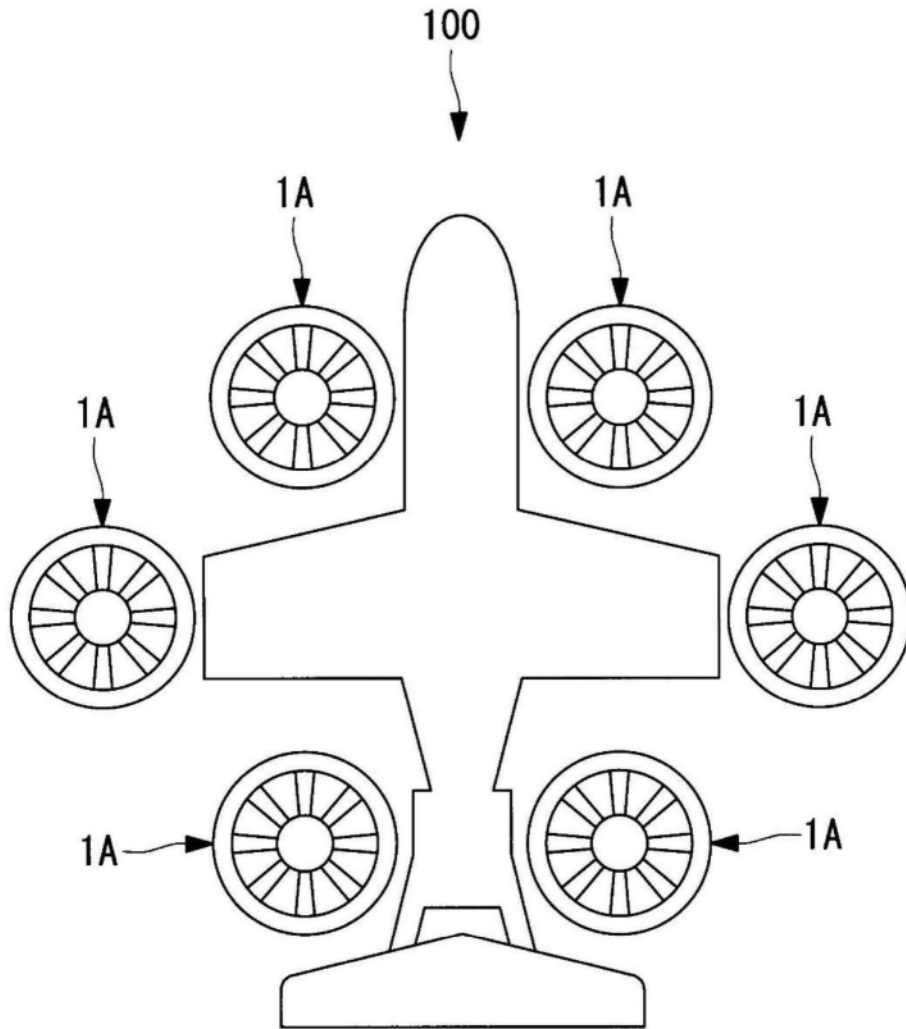


图14