



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109641663 B

(45) 授权公告日 2022.05.24

(21) 申请号 201780055305.4
 (22) 申请日 2017.08.22
 (65) 同一申请的已公布的文献号
 申请公布号 CN 109641663 A
 (43) 申请公布日 2019.04.16
 (30) 优先权数据
 15/259599 2016.09.08 US
 (85) PCT国际申请进入国家阶段日
 2019.03.08
 (86) PCT国际申请的申请数据
 PCT/US2017/047926 2017.08.22
 (87) PCT国际申请的公布数据
 W02018/048615 EN 2018.03.15
 (73) 专利权人 通用电气航空系统有限责任公司
 地址 美国密执安州
 (72) 发明人 B.E.施维希滕伯格 L.F.米勒
 J.A.奥皮菲丘斯

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001
 专利代理师 危凯权 金飞

(51) Int.Cl.
 B64D 15/16 (2006.01)

(56) 对比文件
 FR 832205 A, 1938.09.23
 FR 832205 A, 1938.09.23
 DE 699463 C, 1940.11.29
 US 2012049007 A1, 2012.03.01
 DE 652020 C, 1937.10.23
 EP 0036875 A1, 1981.10.07
 CN 105416593 A, 2016.03.23
 US 2011049301 A1, 2011.03.03
 GB 541268 A, 1941.11.20
 CA 2713579 A1, 2009.08.13
 CA 2088949 A1, 1993.08.08
 EP 2474473 A1, 2012.07.11
 US 2013043342 A1, 2013.02.21

审查员 汪嘉瑶

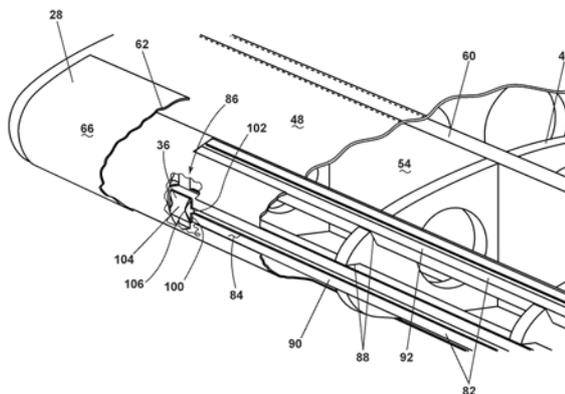
权利要求书2页 说明书5页 附图7页

(54) 发明名称

用于飞行器的除冰模块和用于除冰的方法

(57) 摘要

一种用于对冰积聚于其上、例如飞行器机翼上的表面(66)除冰的设备和方法。用于除冰模块的设备和方法包括促动构件、壳(28)和可移动部件(36)。可移动部件打破已积聚在机翼的表面上的冰。



1. 一种用于飞行器的除冰模块,包括:
可操作地联接到飞行器表面的壳,其中所述飞行器表面围住所述飞行器的机翼的内部;
插入所述机翼的所述内部的至少两个轨道;
构造成沿相对的方向在其相应的至少两个轨道内移动的至少两个可移动部件,其中所述至少两个可移动部件的每一个的上部位于所述壳与所述飞行器表面之间,并且所述至少两个可移动部件的下部位于所述轨道内;
驱动机构,其可操作地联接到所述至少两个可移动部件且构造成使至少一个可移动部件在所述壳下方移动,所述至少一个可移动部件具有与所述飞行器表面一致的轮廓,使得所述至少一个可移动部件使所述壳变形到足以释放其上积聚的冰的程度。
2. 根据权利要求1所述的除冰模块,其特征在于,所述壳是柔性壳,其包括由弹性体或金属材料形成的垫。
3. 根据权利要求2所述的除冰模块,其特征在于,所述垫覆盖机翼的前缘的至少一部分。
4. 根据权利要求1所述的除冰模块,其特征在于,所述驱动机构包括可操作地联接到所述至少两个可移动部件的旋转促动器。
5. 根据权利要求4所述的除冰模块,其特征在于,所述驱动机构还包括千斤顶螺杆或线缆系统,其将所述旋转促动器可操作地联接到所述至少两个可移动部件。
6. 根据权利要求5所述的除冰模块,其特征在于,所述驱动机构是可逆的。
7. 根据权利要求1所述的除冰模块,其特征在于,所述至少两个可移动部件的至少其中一个是连续旋转系统中的球。
8. 一种飞行器机翼,包括:
成组的肋,其限定所述飞行器机翼的翼型件的深度和形状,其中所述翼型件包括前缘、上表面、下表面和与所述前缘间隔开的后缘、以及位于所述成组的肋内的凹槽;
将所述成组的肋互连的至少一个翼梁;
覆盖所述翼型件的至少一部分的至少一个蒙皮;以及
除冰机构,包括:
覆盖所述前缘的至少一部分的壳;
延伸穿过所述凹槽的至少两个轨道;
至少两个可移动部件,每个可移动部件都具有上部并且每个可移动部件都具有下部,所述上部具有与所述飞行器表面一致的轮廓,所述至少两个可移动部件位于所述壳与所述上表面之间,所述下部位于至少一个轨道内;以及
驱动机构,其可操作地联接到所述至少两个可移动部件且构造成使至少一个可移动部件在所述壳下方移动,使得所述至少两个可移动部件的上部使所述壳变形到足以释放其上积聚的冰的程度。
9. 根据权利要求8所述的飞行器机翼,其特征在于,所述壳是柔性壳,其包括由弹性体或金属材料形成的垫。
10. 根据权利要求8所述的飞行器机翼,其特征在于,所述至少两个可移动部件包括第一可移动部件和第二可移动部件。

11. 根据权利要求10所述的飞行器机翼,其特征在于,所述至少两个轨道构造成引导所述第一可移动部件和所述第二可移动部件。

12. 根据权利要求11所述的飞行器机翼,其特征在于,所述第一可移动部件沿着所述前缘轴向地移动,且所述第二可移动部件沿着所述上表面轴向地移动。

13. 根据权利要求8所述的飞行器机翼,其特征在于,所述至少两个可移动部件构造成在所述壳的一部分上变形。

14. 根据权利要求8所述的飞行器机翼,其特征在于,至少一个可移动部件的所述上部包括与所述翼型件一致的薄轮廓。

用于飞行器的除冰模块和用于除冰的方法

[0001] 本发明的背景

[0002] 当代涡轮螺旋桨发动机飞行器包括具有在某些飞行条件下可能易于冰积聚的表面的机翼。被批准飞行到已知结冰条件中的飞行器必须包括防止机翼上不可接受的冰积聚水平的设置。机翼上的冰累积影响机翼的空气动力学效率。限制冰累积或积聚的量提高空气动力学效率。

[0003] 常规飞行器可包括电气或气动加热系统以提供空气动力学表面和/或螺旋桨叶片的循环或连续加热来控制冰的累积、积聚或脱落。常规飞行器也可使用充气的橡胶膜片(通常称为“套管”),其利用气压循环地充气。由于增加的空气动力学阻力损失,该途径限于较慢移动的飞行器。另一途径是安装在受保护表面下方的成组的电磁或压电促动器,且以高频率循环操作以使冰破裂。用于小型通用航空飞行器和无人驾驶飞行器(UAV)的另一常见途径是泵送除冰流体且经由喷射喷嘴或贯穿排水孔将它输送到受保护区域。

[0004] 本发明的简要描述

[0005] 在一方面,本公开涉及一种用于飞行器的除冰模块,其带有:可操作地联接到飞行器表面的壳;位于壳和飞行器表面之间的至少一个可移动部件;驱动机构,其可操作地联接到该至少一个可移动部件且构造成使该至少一个可移动部件在壳下方移动,使得该至少一个可移动部件使壳变形到足以释放其上积聚的冰的程度。

[0006] 在另一方面,本公开涉及一种飞行器机翼,包括:成组的肋,其限定飞行器机翼的翼型件的深度和形状,其中翼型件包括前缘、上表面、下表面和与前缘间隔开的后缘;将成组的肋互连的至少一个翼梁;覆盖翼型件的至少一部分的至少一个蒙皮;以及除冰机构,包括覆盖前缘的至少一部分的壳、位于壳和飞行器表面之间的至少一个可移动部件、驱动机构,该驱动机构可操作地联接到该至少一个可移动部件且构造成使该至少一个可移动部件在壳下方移动,使得该至少一个可移动部件使壳变形到足以释放其上积聚的冰的程度。

[0007] 在又一方面,本公开涉及一种用于对冰积聚其上的表面除冰的方法,该方法包括在表面下方移动至少一个可移动部件,使得该至少一个可移动部件使表面变形到足以释放其上积聚的冰的程度,且其中使该至少一个可移动部件在表面下方移动以顺序地释放其上积聚的冰。

[0008] 附图的简要描述

[0009] 在附图中:

[0010] 图1示出根据本文中描述的各种方面的具有机翼和螺旋桨的飞行器的示例性示意顶视图。

[0011] 图2是根据本文中描述的各种方面的机翼的透视图,且该机翼可包括在图1的飞行器中。

[0012] 图3是根据本文中描述的各种方面的图2的机翼的透视图,其中去除了顶面。

[0013] 图4是根据本文中描述的各种方面的图2的机翼的一个端部的放大视图。

[0014] 图5是根据本文中描述的各种方面的图2的机翼的第二端部的放大视图。

[0015] 图6是根据本文中描述的各种方面的图2的机翼的前部的截面。

[0016] 图7是根据本文中描述的各种方面的图2的机翼的前部的额外实施例的截面。

[0017] 本发明的实施例的描述

[0018] 本文中描述的各种方面涉及防止或减少飞行器机翼上的冰的累积、积聚或脱落。本公开的实施例可在用于防止或减少表面上的冰的任何环境、设备或方法中实现,而不管由表面执行的功能。作为非限制性示例,这种表面是飞行器的机翼的表面,其中飞行器可具有涡轮螺旋桨发动机或涡扇喷气发动机或用于飞行器的任何其他合适的发动机。因此,该申请的其余部分关注于这样的环境。

[0019] 如本文中使用的的那样,用语“前方”或“上游”是指在朝发动机入口的方向上移动,或构件相比于另一构件相对较接近于发动机入口。连同“前方”或“上游”使用的用语“后方”或“下游”是指朝发动机的后部或出口的方向,或相比于另一构件相对较接近于发动机出口。

[0020] 另外,如本文中使用的的那样,用语“翼展方向”是指沿着机翼的长度的维度,且“翼弦方向”是指沿着机翼的宽度的维度。

[0021] 此外,如本文中使用的的那样,用语“径向”或“径向地”是指在发动机的中心纵向轴线与发动机外周之间延伸的维度。

[0022] 所有的方向参考(例如,径向、轴向、近侧、远侧、上、下、向上、向下、左、右、侧向、前、后、顶部、底部、上方、下方、垂直、水平、顺时针、逆时针、上游、下游、前方、后方等)仅为了标识的目的,以帮助读者对本发明的理解,且不产生限制,特别是关于本发明的位置、定向或使用。连接参考(例如,附接、联接、连接和接合)应被宽泛地解释,且可包括一系列元件之间的中间部件和元件之间的相对运动,除非另外指示。因而,连接参考不一定意味着两个元件直接地连接且彼此处于固定关系。示例性附图仅为了说明的目的,且附于此的附图中所反映的维度、位置、顺序和相对大小可改变。

[0023] 图1描绘飞行器10,其具有机身12和从机身12向外延伸的机翼14。飞行器10可包括联接到飞行器10的至少一个涡轮螺旋桨发动机16,示为与相对的机翼14联接的成组的发动机16。涡轮螺旋桨发动机16可包括成组的螺旋桨叶片18,其在可旋转毂组件19处与发动机16联接,使得发动机16驱动螺旋桨围绕旋转轴线20的旋转22。

[0024] 虽然已示出具有两个涡轮螺旋桨发动机16的飞行器10,但本公开的实施例可包括任何数量的发动机16或螺旋桨叶片18,或发动机16或叶片18相对于飞行器的任何布置。另外,螺旋桨叶片18的旋转22提供成用于理解本公开的实施例。本公开的实施例可包括螺旋桨叶片18的备选旋转方向22,或其中成组的涡轮螺旋桨发动机16使螺旋桨叶片18在相同或相对的方向上旋转的实施例。

[0025] 图2描绘机翼14中的一个的示例性部分的放大透视图,该示例性部分包括具有前缘42和后缘44的翼型件40。前缘42可提供扭转刚度,而后缘44可为柔性的、刚性的或两者的组合。成组的肋46限定翼型件40的深度和形状。蒙皮48覆盖翼型件40的至少一部分,且包括上表面50和下表面52,其从前缘42延伸到后缘44以限定内部54。内部54从机翼14的根部区段56沿翼展方向延伸到机翼14的末端区段58。至少一个翼梁60将成组的肋46互连,且在内部54内沿翼展方向延伸。机翼14可由碳纤维、铝合金、钛或任何合适的材料的组合形成。

[0026] 还示出除冰模块26,且该除冰模块26包括壳28、驱动机构30和至少一个可移动部件34。除冰模块26可在前缘42处安装或另外附接至机翼14。例如,成组的轨道82安装至成组

的肋46(图3)且位于机翼14的内部54中。可构想其他附接组件具有包括磁体、弯曲轨道、滚珠轴承、导轨组等的安装特征。在所示的示例中,轨道插入到成组的肋46中,使得机翼14的翼型形状基本上不改变。

[0027] 壳28可为覆盖蒙皮48的柔性壳28,其包括前缘42的至少一部分或整个前缘42。柔性壳28可从翼型件40的前缘42沿翼弦方向延伸到翼型件40的上表面50。可构想柔性壳还可从前缘42延伸到下表面52或任何其他合适的位置。柔性壳28可为橡胶垫62,其由例如(虽然不限于)氯丁橡胶或任何合适的弹性材料制成。还构想该材料可为具有在柔性约束内的疲劳和强度极限的金属材料。柔性壳28包括表面66,冰可积聚在该表面66上。

[0028] 驱动机构30可位于例如(但不限于)机翼14的根部56处,且可包括例如(虽然不限于)旋转促动器64。驱动机构30还包括(例如但不限于)如所示的线缆系统72。还可构想其他系统包括(但不限于)链、带或螺杆驱动系统或这种系统的全部或部分的组合。线缆系统72包括线缆74、马达76和滑轮78。线缆系统72可为例如千斤顶螺杆,或能够沿着机翼14的前缘42侧向运动的任何其他合适的机构。

[0029] 转到图3,已切除机翼的蒙皮48和柔性壳28以露出具有凹槽88的成组的肋46,成组的轨道82可延伸穿过该凹槽88。

[0030] 线缆74在滑轮78周围包绕且联接到至少一个可移动部件34。线缆74延伸到成组的轨道82中。成组的轨道凹入肋46中且可包括具有示范性矩形截面的通道80。可移动部件34沿着成组的轨道82的外表面84设置且设在柔性壳28下方在机翼的根部56或末端58中的一个附近的起始位置86处。

[0031] 成组的轨道82可包括沿着前缘42定位的第一轨道90和沿着翼型件40的上表面50定位的第二轨道92。尽管描绘为两个轨道82,但应理解的是,机翼14可包括一个或多个轨道82。

[0032] 图4是在机翼14的末端58附近的起始位置86处的可移动部件34的放大视图。柔性壳28的部分已连同机翼14的蒙皮48一起切除。

[0033] 该至少一个可移动部件34可包括任何数量的部件,其包括多个可移动部件。两个移动部件示为第一可移动部件34和第二可移动部件36。可移动部件34包括基部100,该基部100示为(但不限于)方形,其面对第一轨道90的外表面84。在基部100的中间102处,可移动部件34联接到线缆74。弯曲面104从基部延伸出且终止于末端106中,其中可移动部件34构造成邻接柔性壳28。基部100可为与任何合适的对应轨道82形状一致的任何合适的形状,例如但不限于圆形、方形或角形。

[0034] 图5是机翼14的根部56的放大视图,其中旋转促动器64联接到肋46。柔性壳28示为在适当位置且包括变形部分108,在那里可移动部件34邻接柔性壳28。第一轨道和第二轨道90,92示为基本上矩形的且具有面对的侧部110,其限定间隙112。

[0035] 转到图6,可移动部件34的截面包括弯曲面104和末端106,它们一起形成构造成邻接柔性壳28的可移动部件34的上部114。可移动部件34的轮廓与机翼14一致以保持空气动力学完整性且不降低效率。上部114包括与翼型件40的上表面50一致的薄轮廓116。

[0036] 在可移动部件34的中间102处,上部114联接到下部118,该下部118形成为能够容纳在轨道82内的任何形状。线缆74穿过且可操作地联接到下部118的中间区段120。

[0037] 尽管示为沿着成组的轨道82的外表面84设置且设在柔性壳28下方,但要理解的

是,可移动部件34可以以任何合适的方式设置,以便在操作中时不结合或扭曲。

[0038] 尽管特征为具有终止于末端中的弯曲面的可移动部件,但将理解的是,可移动部件的形状可变化。可移动部件也可为可操作地联接到成组的轨道的球。应进一步理解的是,尽管描绘在飞行器的机翼上,但除冰模块可在飞行器的其他区域中实现,例如但不限于机舱,或在其他装置(例如但不限于风力发动机、螺旋桨、尾段、稳定器、襟翼)上。

[0039] 在操作中,当飞行器的飞行员在冰已积聚在机翼14上的情况下打开除冰设置时,可促动旋转促动器64。旋转促动器64将旋转,转动滑轮78,且继而提供线缆在成组的轨道82内的侧向运动。成组的轨道82构造成沿着机翼14的长度在相对的方向上侧向地引导两个可移动部件34, 36,同时使柔性壳28变形。在彼此相对的位置中的可移动部件34, 36的位置允许最大限度地减小在机翼14上可能发生的任何不平衡。当可移动部件34, 36中的每一个从它们的起始位置86到达轨道82的相对端部时,开关(未示出)设置成使马达76反向且使可移动部件34, 36返回到它们相应的起始位置86。还可构想每个可移动部件34, 36可保持在轨道82的相对端部处,直到促动另一除冰操作。柔性壳28的变形可打破已积聚在表面66上的冰。还构想可移动部件34, 36可在接收到机翼上的冰检测的信号时自动地移动。

[0040] 图7中构想与除冰模块26类似的除冰模块126,因此相似的部分将用以100增加的相似数字来标识。要理解的是,除冰模块26的相似部分的描述适用于除冰模块126,除非另外指明。

[0041] 除冰模块126可包括具有可移动部件134的旋转系统172,该可移动部件134作为非限制性示例是球132,其中该球132构造成沿着机翼114的前缘142侧向地连续地移动。旋转系统172包括线缆174,该线缆174延伸穿过球134,且构造成连续地旋转,使得球132沿着成组的轨道182滑动。旋转系统172可包括滚动元件轴承170以保持摩擦损耗低。

[0042] 用于对冰积聚其上的表面66除冰的方法可包括使至少一个可移动部件34在表面66下方移动,使得该至少一个可移动部件34使表面66变形。表面所变形到的程度足以释放表面66上的冰的任何积聚。足够的变形可在1/8英寸与1/2英寸之间,或在小于大约1英寸的气动套管的变形的量值的数量级上。

[0043] 可使该至少一个可移动部件34移动至表面66的相邻部分以顺序地释放积聚的冰。进一步构想在将可移动部件34移动到表面66的相邻部分时,冰从表面释放且因此去除。冰的释放是由于打破已经积聚的冰,或防止已开始形成的过程的冰完全形成。

[0044] 例如,移动可为(虽然不限于)如本文中所示的沿着表面的长度的侧向移动,或在表面的一部分下方的圆形移动,或正弦移动,或用于使表面变形来释放积聚的冰的任何合适的移动。

[0045] 该方法还可包括促动可操作地联接到该至少一个可移动部件的驱动器。驱动器可为任何驱动机构,诸如本文中描述的旋转促动器64。

[0046] 历史上,机翼除冰已对航空工业提出了持续的挑战。当前的除冰技术通常需要:放出空气,以加热机翼,其降低发动机效率且增加燃料消耗;乙二醇,该乙二醇润湿机翼,其包括额外的重量且具有有限的持续时间;电加热器,其需要显著的功率且再次降低发动机效率;电性斥力,其依赖机械振动方法,该机械振动方法可能具有声学上令人不舒服的效果且可能增加表面和机架上的结构应力;以及套管充气系统,其必须保持不透空气且增加额外的重量。套管还产生显著的空气动力学阻力,且通常限于较慢的螺旋桨驱动的飞行器。这些

当前的技术可能降低效率,增加功率使用,增加重量且需要较高的维护。这里考虑的方法通过提供机械地去除积聚的冰的低功率方法来克服这些问题。

[0047] 对于本文中描述的除冰模块的优点包括对于促动和驱动组件(其中不需要在飞行器上存储额外的液体)的低重量。可移动部件的机械行程需要低功率使用,因为具有低占空比(每几分钟一次操作,且它不必提供足够的能量来融化冰且蒸发水(像热冰保护一样))。消除对于放出空气来加热机翼表面或使橡胶套管充气 and 放气的需要,提高发动机的效率且允许放出空气在别处使用。相比于电性斥力冰保护系统,除冰模块的平滑侧向运动在声学上是安静的,且显著地减少对于受保护表面的重复应力循环的数量。

[0048] 商业优点包括对于各种构件的高技术准备水平,导致低的研发和材料成本。在飞行期间提高燃料效率降低操作成本。另一益处包括改进的维护,其优于当前基于套管的除冰系统,因为本文中描述的柔性壳不需要不透空气的密封。

[0049] 在尚未描述的程度,各种实施例的不同特征和结构可如期望的那样彼此结合使用。一个特征可能未在所有的实施例中示出不意在解释成它可能不是,而是为了描述简洁来那样做。因此,不同实施例的各种特征可如期望的那样混合和匹配以形成新的实施例,不管是否明确地描述了该新的实施例。此外,尽管已描述了“成组的”各种元件,但将理解的是,“成组”可包括任何数量的相应元件,包括仅一个元件。本文中描述的特征的结合或置换由该公开所覆盖。此外,将理解的是,除了上文附图中所示的那些之外,许多其他可能的实施例和构造由本公开构想出。

[0050] 该书面描述使用示例来公开本发明的实施例(包括最佳模式),且还使本领域的任何技术人员能够实施本发明的实施例,包括制造和使用任何装置或系统以及执行任何结合的方法。本发明的可申请专利的范围由权利要求书限定,且可包括本领域技术人员想到的其他示例。如果这样的其他示例具有不与权利要求书的字面语言不同的结构元件,或如果它们包括与权利要求书的字面语言不带有实质差异的等同结构元件,则意在使这样的其他示例在权利要求书的范围内。

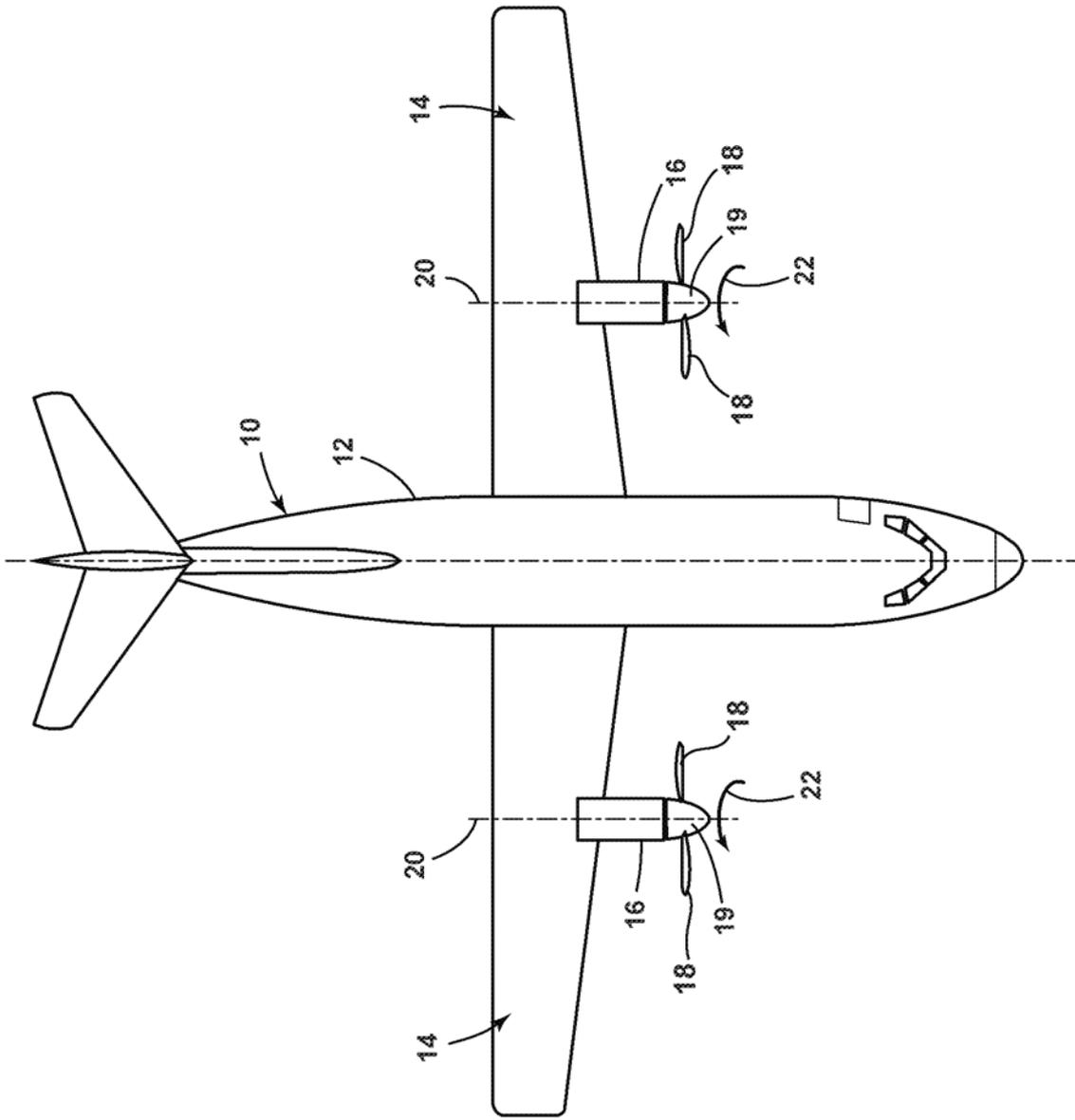


图 1

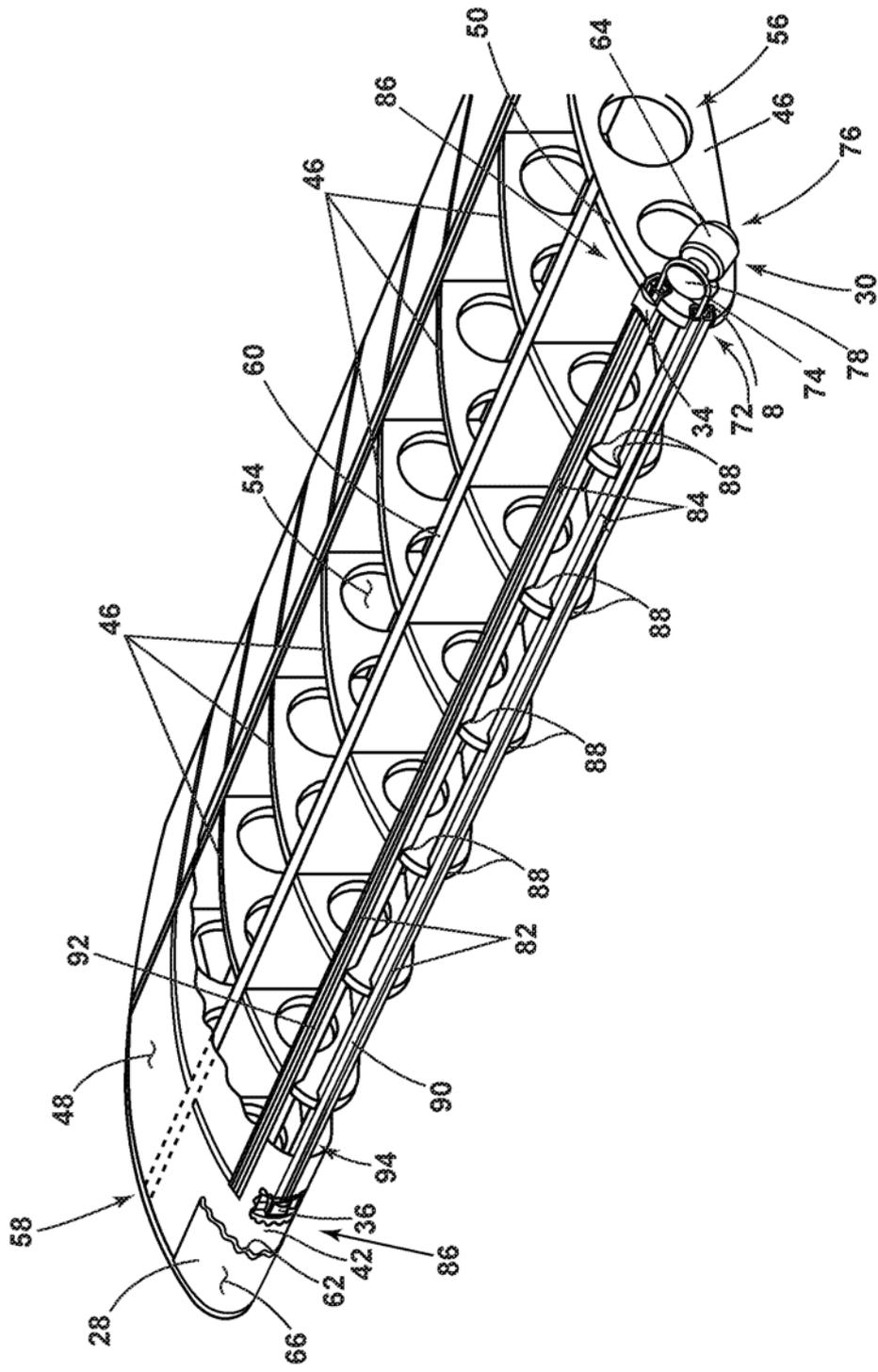


图 3

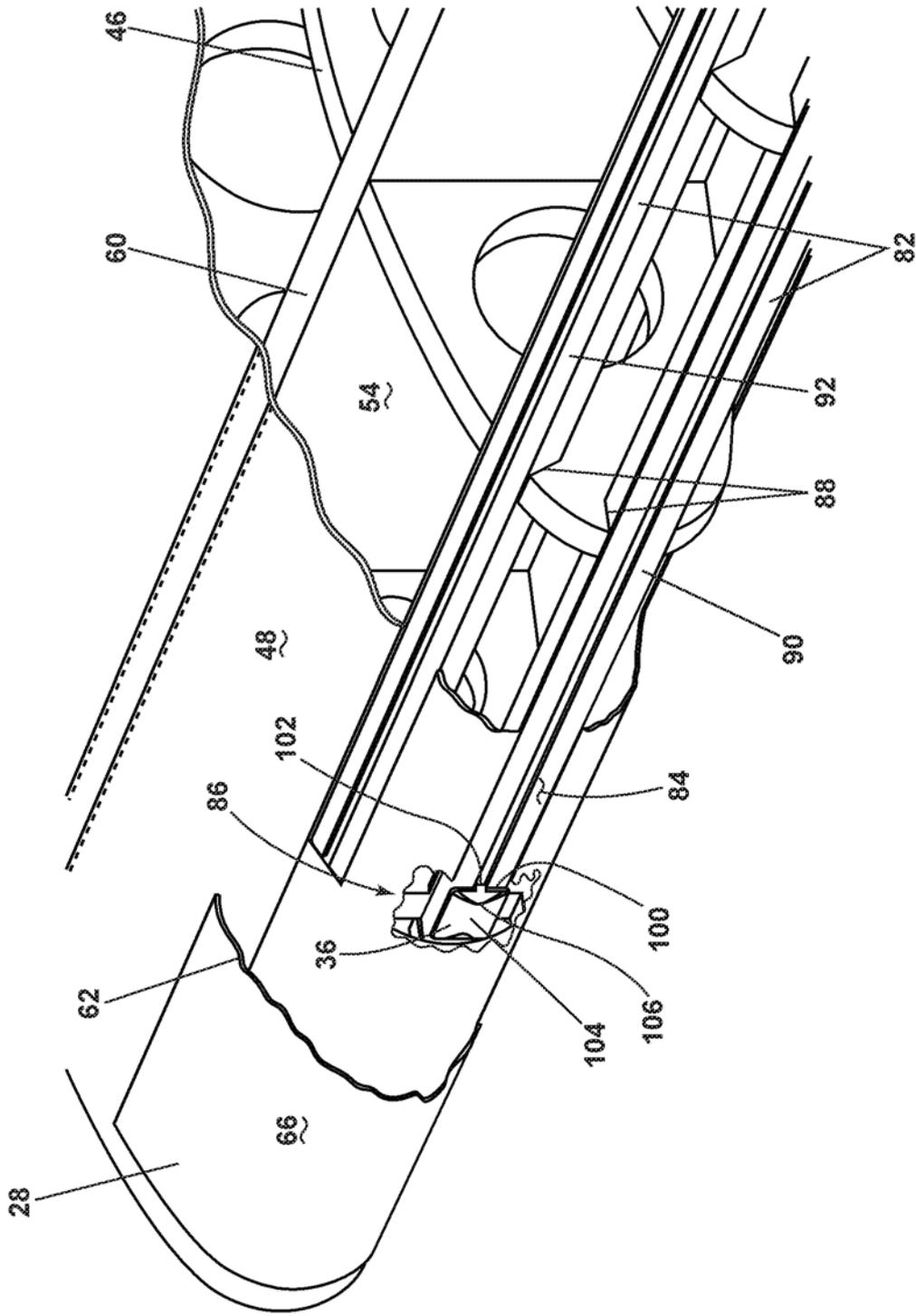


图 4

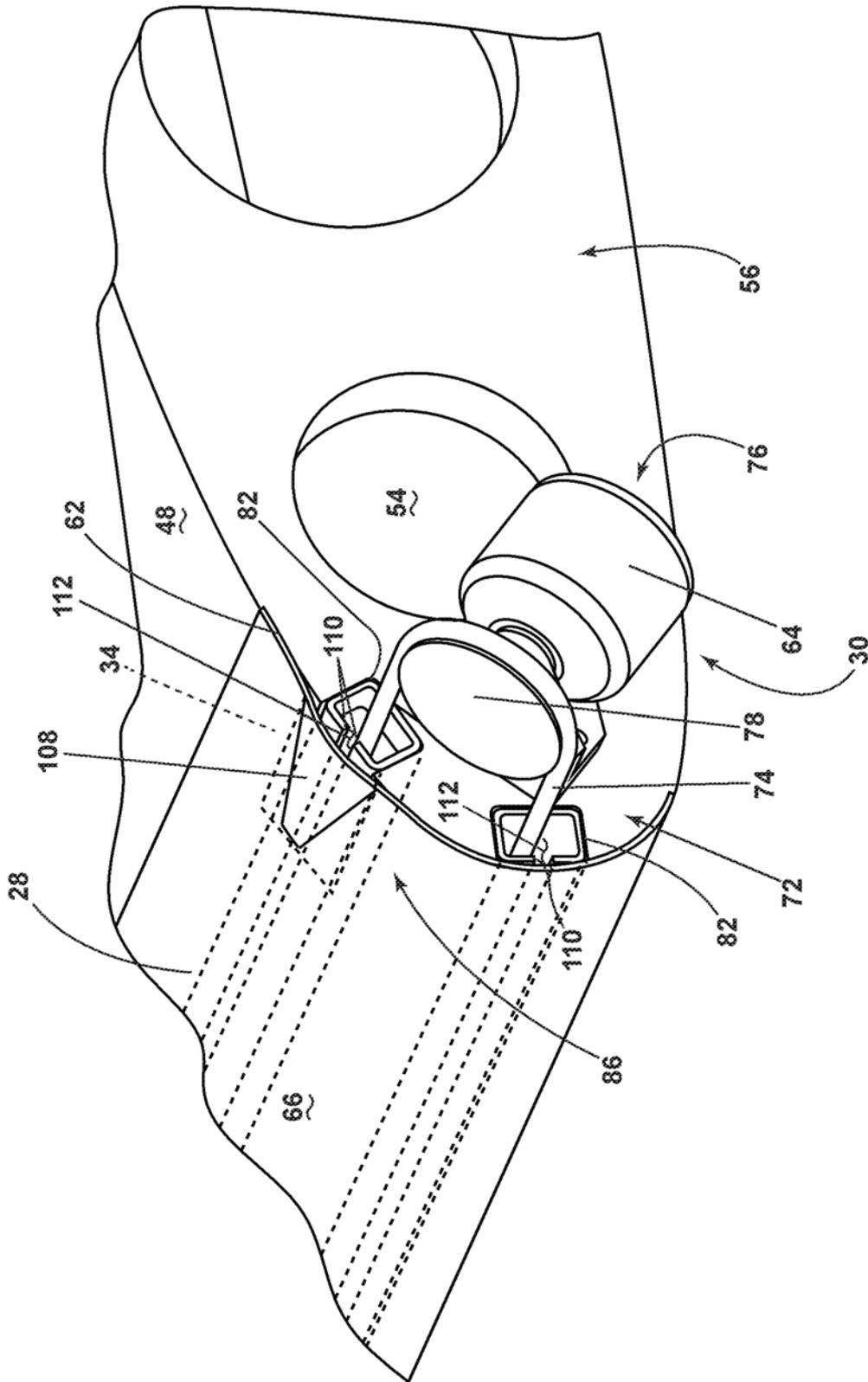


图 5

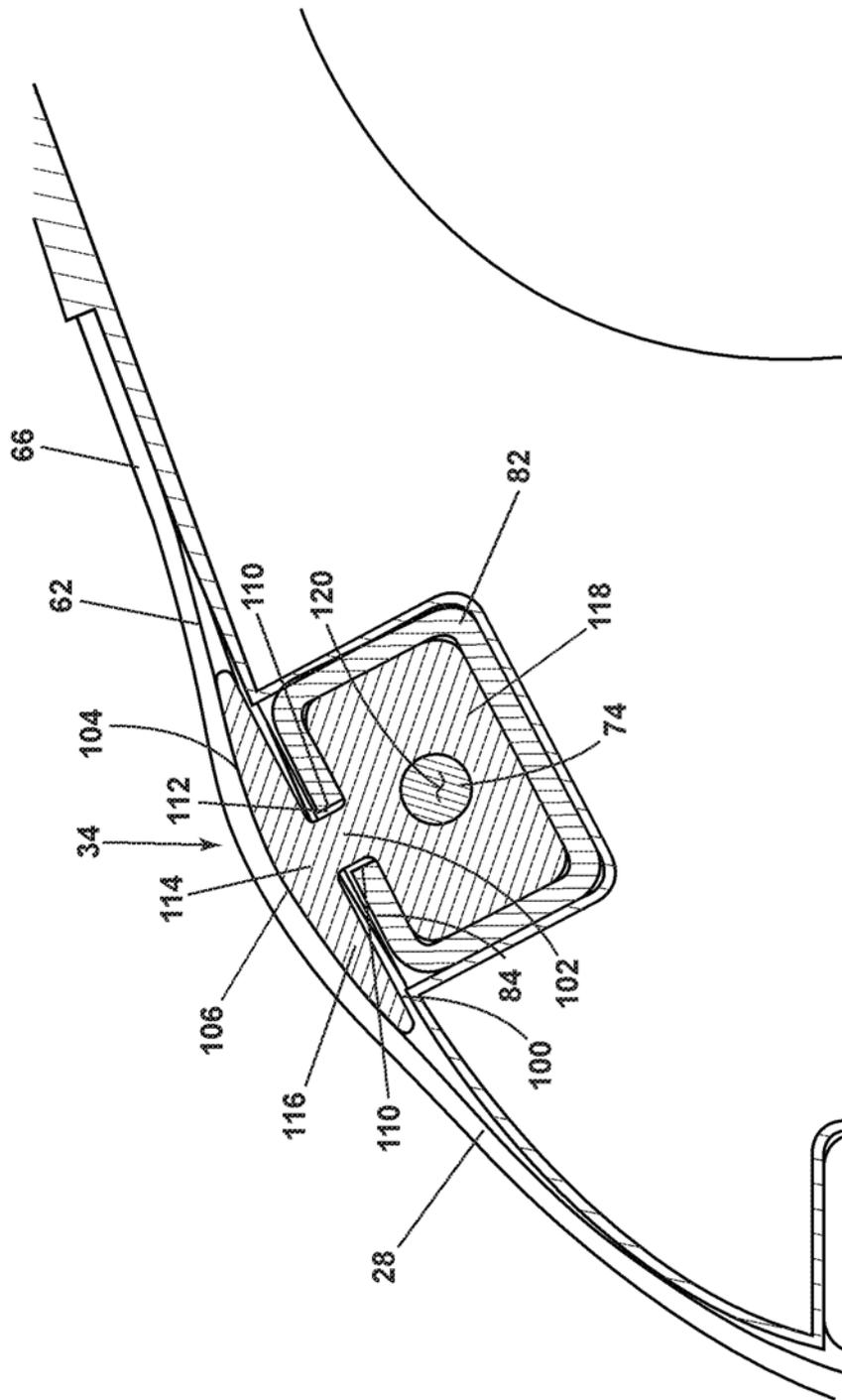


图 6

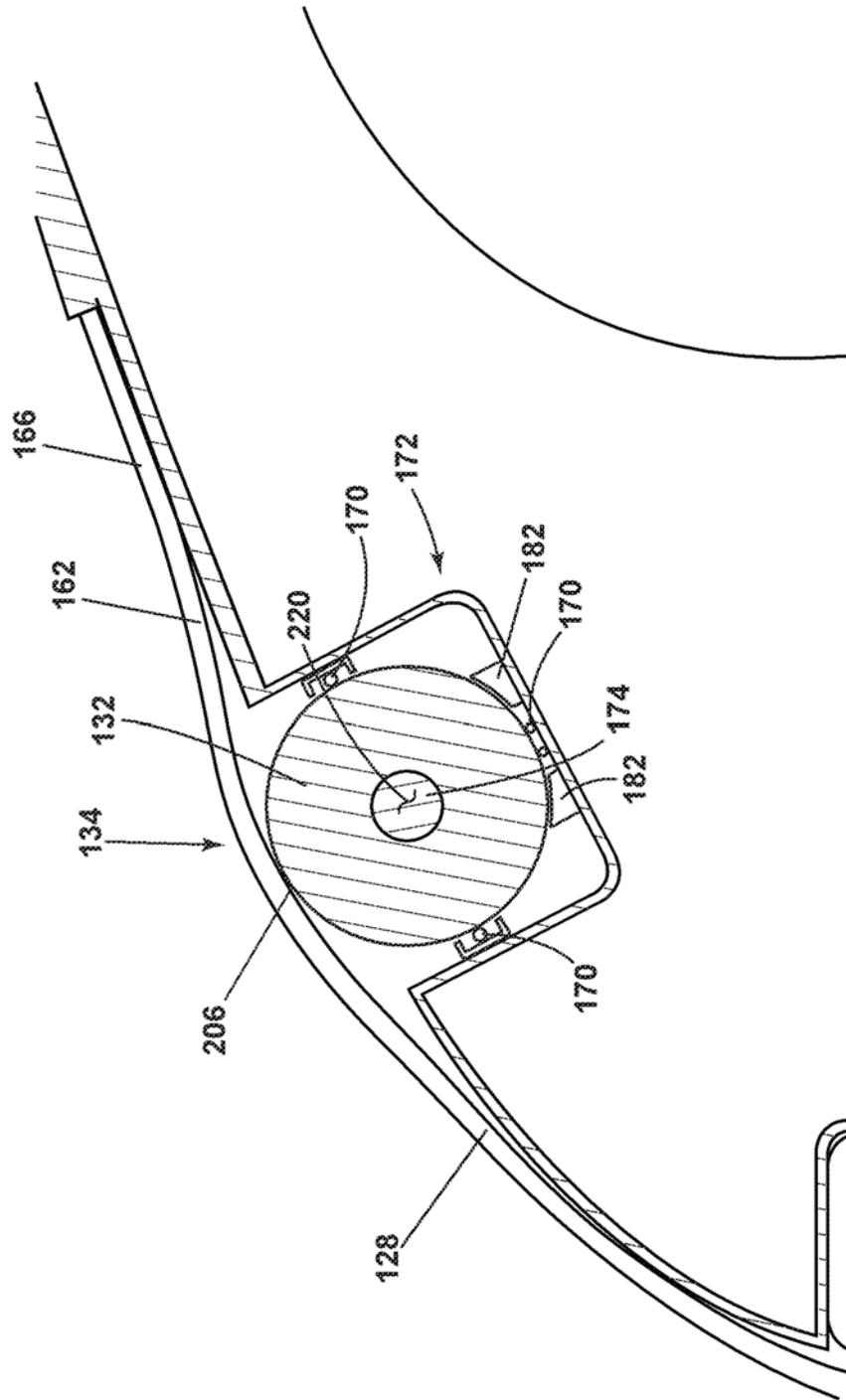


图 7