



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 103790770 B

(45)授权公告日 2018.12.18

(21)申请号 201310529724.0

(51)Int.Cl.

(22)申请日 2013.10.31

F03D 1/00(2006.01)

(65)同一申请的已公布的文献号

(56)对比文件

申请公布号 CN 103790770 A

CN 2285533 Y, 1998.07.01,

(43)申请公布日 2014.05.14

审查员 王晓亮

(30)优先权数据

13/664625 2012.10.31 US

(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 D.N.塔内亚 P.J.小维尔施

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公

司 72001

代理人 肖日松 严志军

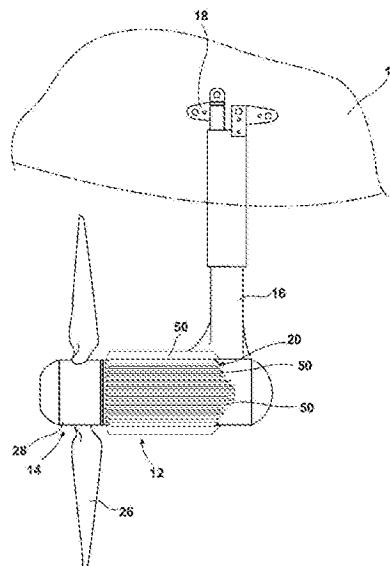
权利要求书2页 说明书5页 附图3页

(54)发明名称

带有具有永磁体的外部转子的冲压空气涡轮发电机

(57)摘要

一种冲压空气涡轮发电机,用于在系统暴露于气流时产生电能,包括具有多个叶片的涡轮和操作地联接至叶片并且围绕轴和安装的定子旋转的转子,因此叶片旋转使转子旋转,以及转子围绕定子的旋转产生电能。



1. 一种用于飞机的冲压空气涡轮发电机,包括:
构造成安装至所述飞机的一部分的安装板;
固定地安装至所述安装板的第一轴;
固定地安装至所述第一轴并且具有多个绕组的定子;
旋转地安装至所述第一轴并且至少部分地包覆所述定子的转子壳体;
安装至所述转子壳体的内表面的多个永磁体,所述永磁体的长度方向平行于所述第一轴;以及
通过第二轴可操作地联接至所述转子壳体并且具有多个叶片的螺旋桨;
其中,流过所述叶片的空气使所述螺旋桨旋转以旋转所述第二轴,所述第二轴旋转使所述转子壳体和所述永磁体围绕所述多个绕组旋转以在所述绕组中产生电流。
2. 根据权利要求1所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述安装板被构造成安装至能够从所述飞机延伸的外挂架上。
3. 根据权利要求1所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述第一轴的端部固定至所述安装板。
4. 根据权利要求1所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述多个绕组围绕所述定子径向均匀地间隔开。
5. 根据权利要求4所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述多个永磁体包括至少两个径向相对的永磁体。
6. 根据权利要求1所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述转子壳体包括旋转地安装至所述轴的圆筒部。
7. 根据权利要求6所述的冲压空气涡轮发电机,还包括一对轴承,每个轴承在所述定子的相对两侧上设置在所述第一轴上,以及所述圆筒部安装至所述轴承。
8. 根据权利要求1所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述螺旋桨直接安装至所述转子壳体。
9. 根据权利要求1所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述发电机还包括将所述螺旋桨操作地联接至所述转子壳体的变速箱。
10. 根据权利要求9所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述变速箱由所述轴支承。
11. 根据权利要求9所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述变速箱提供加速齿轮系,使得所述变速箱输出元件以比所述螺旋桨更快的速度旋转。
12. 根据权利要求1所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述第一轴不旋转。
13. 一种用于飞机的冲压空气涡轮发电机,包括:
构造成安装至所述飞机的一部分的安装板;
固定地安装至所述安装板的轴;
具有安装到所述轴的多个绕组的定子;
至少部分地包覆所述定子并且具有多个永磁体的转子,所述永磁体的长度方向平行于所述轴;以及
通过涡轮输出轴联接至所述转子用于与所述转子一起旋转并且具有多个叶片的螺旋桨;

其中,流过所述叶片的空气使所述螺旋桨旋转以旋转所述涡轮输出轴,所述涡轮输出轴旋转使所述转子和所述永磁体围绕所述多个绕组旋转以在所述绕组中产生电流。

14.根据权利要求13所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述多个绕组围绕所述定子径向均匀地间隔开。

15.根据权利要求14所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述多个永磁体包括至少两个径向相对的永磁体。

16.根据权利要求13所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述螺旋桨直接安装至转子壳体。

17.根据权利要求13所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述发电机还包括联接至所述螺旋桨的变速箱,所述变速箱具有操作地联接至所述转子的变速箱输出元件。

18.根据权利要求17所述的冲压空气涡轮发电机,其特征在于,所述变速箱提供加速齿轮系,使得所述变速箱输出元件以比所述螺旋桨更快的速度旋转。

带有具有永磁体的外部转子的冲压空气涡轮发电机

技术领域

[0001] 本发明涉及一种冲压空气涡轮发电机。

背景技术

[0002] 冲压空气涡轮(Ram Air Turbine,简称RAT)系统在现代飞机中用作应急或辅助动力系统。其一般具有可操作地联接至发电机以提供用于发电机的驱动源的涡轮,涡轮带有旋转毂和多个叶片。最初,在飞行中,其收藏在由隔室门盖住的飞机机身的隔室中。当需要作为应急或辅助动力源时,RAT系统从机身展开到周围气流内,周围气流驱动叶片以使发电机旋转,从而从气流提取能量。随着对用于飞机系统的动力需求的增加,RAT系统的发电能力持续增强。

发明内容

[0003] 在一方面中,一种用于飞机的冲压空气涡轮发电机,包括:构造成安装至所述飞机的一部分的安装板;固定地安装至所述安装板的轴;固定地安装至所述轴并且具有多个绕组的定子;旋转地安装至所述轴并且至少部分地包覆所述定子的转子壳体;安装至所述转子壳体的内表面的多个永磁体;以及可操作地联接至所述转子壳体并且具有多个叶片的螺旋桨;流过所述叶片的空气使所述螺旋桨旋转以旋转所述转子壳体,所述转子壳体使所述永磁体围绕所述多个绕组旋转以在所述绕组中产生电流。

[0004] 作为优选,所述安装板被构造成安装至能够从所述飞机延伸的外挂架上。

[0005] 作为优选,所述轴的端部固定至所述安装板。

[0006] 作为优选,所述多个绕组围绕所述定子径向均匀地间隔开。

[0007] 作为优选,所述多个永磁体包括至少两个径向相对的永磁体。

[0008] 作为优选,所述转子壳体包括旋转地安装至所述轴的圆筒部。

[0009] 作为优选,每个轴承在所述定子的相对两侧上设置在所述轴上,以及所述圆筒部安装至所述轴承。

[0010] 作为优选,所述转子壳体形成磁通量返回路径。

[0011] 作为优选,所述螺旋桨直接安装至所述转子壳体。

[0012] 作为优选,所述发电机还包括将所述螺旋桨操作地联接至所述转子壳体的变速箱。

[0013] 作为优选,所述变速箱由所述轴支承。

[0014] 作为优选,所述变速箱提供加速齿轮系,使得所述变速箱输出元件以比所述螺旋桨更快的速度旋转。

[0015] 作为优选,所述轴不旋转。

[0016] 在一方面中,一种用于飞机的冲压空气涡轮发电机,包括具有多个绕组的定子、至少部分地包覆定子并且具有多个永磁体的转子以及联接至转子用于与转子一起旋转并且具有多个叶片的螺旋桨,其中,流过叶片的空气使螺旋桨旋转以旋转转子,转子使永磁体围

绕多个绕组旋转以比如通过感应电压在绕组中产生电流。

[0017] 作为优选,所述多个绕组围绕所述定子径向均匀地间隔开。

[0018] 作为优选,所述多个永磁体包括至少两个径向相对的永磁体。

[0019] 作为优选,所述螺旋桨直接安装至所述转子壳体。

[0020] 作为优选,所述发电机还包括联接至所述螺旋桨的变速箱,所述变速箱具有操作地联接至所述转子的变速箱输出元件。

[0021] 作为优选,所述变速箱提供加速齿轮系,使得所述变速箱输出元件以比所述螺旋桨更快的速度旋转。

附图说明

[0022] 在附图中:

[0023] 图1是示出根据本发明的一个实施例的具有冲压空气涡轮的飞机的一部分的侧视图;

[0024] 图2是图1的冲压空气涡轮的示意性剖面图;

[0025] 图3是根据本发明的第二实施例的具有集成的变速箱总成的冲压空气涡轮的示意性剖面图。

具体实施方式

[0026] 如图1所示,飞机10可以包括RAT系统12,当RAT系统12暴露于飞机10的外部的气流时RAT系统12用于产生用于飞机10的电。RAT系统12可以包括RAT14,RAT14通过外挂架16和安装组件18从飞机10悬下。RAT14可以存储在机身或飞机10的机翼中的适当的隔室内,并且可以通过相对于安装组件18移动外挂架16而快速和容易地展开,由此使RAT系统12运动至流过飞机10的气流内的暴露位置。

[0027] 如图2所示,RAT14包括发电机22定位其中的壳体20。壳体20包括封闭壳体20的端部并且构造成安装至飞机10的部分的安装板21。以从螺旋桨28突出的多个叶片26的形式的涡轮设置在壳体20的与安装板21相对的另一端部上。尽管在所示实施例中已示出仅两个叶片26,但是可以预期可以采用任意数量的叶片26。

[0028] 涡轮还包括涡轮输出轴30,涡轮输出轴30可以在第一端部32处可操作地联接至叶片26,使得叶片26的旋转使涡轮输出轴30旋转。涡轮输出轴30可以以任何适当的方式可操作地联接至叶片26,并且可以从叶片26向后突出以提供用于驱动辅助动力装置比如发电机22的旋转输出。作为非限制性示例,转子轴34可以从叶片26延伸并且可以与涡轮输出轴30花键联接(splined)或者适当地机械联接,使得叶片26的旋转通过转子轴34传输至涡轮输出轴30。可替代地,叶片26或螺旋桨28的一部分可以直接联接至涡轮输出轴30。涡轮输出轴30的第二端部36可以可操作地联接至发电机22的一部分。

[0029] 如所示的壳体20包括本体44,本体44由相对的第一和第二端盖46、48封闭,以提供限定用于容纳发电机22的内部40的共用壳体。如所示出的,壳体20还可以包括多个散热翼片或冷却翼片50。冷却翼片50可以以任何适当的方式形成,使其从壳体20的外周向外突出。冷却翼片50可以围绕本体44的外周间隔开。冷却翼片50的尺寸和数量可以是RAT系统12的具体的散热需求的函数。

[0030] 安装板21构造成用于承载RAT系统12,由此使得安装板21安装至外挂架16。发电机22可以经由电缆58电气地联接至飞机10。外挂架16还可以限定通路59,来自发电机22的电缆58可以通过通路59通向飞机10。这样,电缆58以及RAT系统12与飞机10之间的任何其他联动件可被保护性地隐藏在外挂架16内以减少损坏。

[0031] 发电机22定位在壳体内部40内并且还包括由限定转子56的转子壳体55包围的定子54,转子壳体55示出为由磁性软钢形成。在这种意义上说,发电机22是外部转子构造。定子54可以具有任意适当的结构,比如包括形成槽结构的绕制叠片(wound lamination)的芯部,槽结构中容纳有围绕芯部径向均匀地间隔开的多个电绕组。转子56也可以是任意适当的结构,示出为具有限定转子的磁极的多个永磁体57的转子。永磁体57可以固定至转子壳体55,转子壳体55可以具有其中容纳磁体57的槽。

[0032] 发电机22还包括非旋转安装轴42形式的定子支架,非旋转安装轴42具有以悬臂布置安装至安装板21的至少第一端部43。虽然示出悬臂布置,但其他安装布置是可能的。定子54固定地安装至安装轴42,比如通过使定子铁芯滑动到安装轴42上。键/键槽构造可以形成在定子铁芯和安装轴42中以防止定子54相对于安装轴42的旋转。

[0033] 在组装时,转子56与定子54、壳体本体44和安装板21间隔开以在旋转期间提供机械间隙。转子壳体55旋转地支承在安装至安装轴42的间隔的轴承38上,间隔的轴承38提供转子壳体55围绕安装轴42的旋转。RAT14通过涡轮输出轴30可操作地联接至转子壳体55,使得螺旋桨28的与流过叶片26的空气相关的旋转使转子壳体55旋转。

[0034] 发电机22还包括具有控制器72和全波整流器74比如全波硅可控整流器的发电机控制单元(GCU)70,其中,GCU70物理上定位在第二壳体端盖48内并且电气上定位在定子绕组的电压输出端76与电缆58之间。GCU70操作以整流和调节所产生电,用于传输至飞机10的电气系统。典型的飞机电压例示为28VDC和270VDC,但可以按照电气系统需要而变化。尽管GCU70示出在发电机22的后部,但替代的定位是可预期的,比如在飞机10内。控制器72可以包含组织成典型的升降压变换器构造的一个或更多个绝缘栅双极晶体管(IGBT)。

[0035] 在RAT系统12的操作期间,RAT14延伸到包围飞机的气流内,流过叶片26的气流使叶片26旋转,这接着使涡轮输出轴30以与叶片26相同的每分钟转数旋转。涡轮输出轴30围绕安装轴42和定子54驱动转子壳体55,以产生可以通过电缆58传输至飞机10的GCU调整电力。

[0036] 此外,图3示出根据本发明的第二实施例的可替代的RAT系统112。第二实施例类似于第一实施例;因此,相同的部分将用相同的附图标记加上100标示,除非另作说明,第一实施例的相同部分的说明适用于第二实施例。第一实施例与第二实施例之间的区别在于,RAT壳体120包括变速箱123,该变速箱123具有将RAT14联接至发电机122的变速箱输出元件124,而非第一实施例的直接连接。

[0037] 如所示出的,涡轮输出轴130的第二端部136可以可操作地联接至变速箱123的一部分。然后,转子壳体155可被可操作地联接至变速箱输出元件124,使得变速箱输出元件124可以提供用于转子壳体155的驱动力,由此可以产生电能。

[0038] 变速箱123可以包括加速齿轮系160。更具体地,输入齿轮162、第一中间齿轮164、第二中间齿轮166和输出驱动齿轮168可以包括在加速齿轮系160中。输入齿轮162可以由其他名称指代,但由于动力在加速齿轮系160的输入齿轮端输入至变速箱123的加速齿轮系

160,因此在此称为输入齿轮。输入齿轮162可以花键或者适合地机械联接至涡轮输出轴130,通常在其第二端部136附近。输入齿轮162与第一中间齿轮164啮合,第一中间齿轮164具有跨越(spanning across)输入齿轮162和第二中间齿轮166的高度。这样,第一中间齿轮164可以与第二中间齿轮166啮合。第二中间齿轮166接着又与输出驱动齿轮168啮合,输出驱动齿轮168可以花键或者适合地机械联接至变速箱输出元件124,变速箱输出元件124示出为可以由轴承138旋转地支承的轴。轴承138可以设置在与涡轮输出轴130同轴地旋转支承变速箱输出元件124的装置中。

[0039] 包括齿轮系160的用于变速箱123的其他构造是可能的。例如,尽管变速箱123示出为与发电机122定位在RAT壳体120内,但其可以位于联接至发电机122的独立的壳体中。

[0040] 在RAT系统112的操作期间,RAT114延伸到包围飞机的气流内,流过叶片126的气流使叶片126旋转,这接着使涡轮输出轴130以与叶片126相同的每分钟转数旋转。涡轮输出轴130驱动加速齿轮系160的输入齿轮162,输入齿轮162接着驱动第一和第二中间齿轮164、166,第一和第二中间齿轮164、166接着驱动输出驱动齿轮168和变速箱输出元件124。加速齿轮系160使得变速箱输出元件124以比叶片126更快的速度旋转,并且作用为将低速输入旋转转换成适于发电的高速旋转。

[0041] 作为非限制性示例,发电机22可被构造成在20,000rpm下产生至少30kW。更具体地,输入齿轮162与输出驱动齿轮168的比值可被选择成使得输出驱动齿轮168以明显高于输入齿轮162的速度旋转。加速齿轮系160中的齿轮构造和传动比可被选择成使得变速箱输出元件124响应于涡轮输出轴的6,000rpm的预定转速以20,000rpm旋转。转子壳体155由变速箱输出元件124驱动并且使得发电机122产生可以通过电缆158传输至飞机110的GCU调整电力。

[0042] 发电机22还可以是扁平类型(pancake type)结构,其中定子54和转子56两者与典型的RAT系统相比直径更大并且轴向长度更小。已知扁平类型结构在不需要加速变速箱123的情况下在更慢的螺旋桨28和转子56的转速下产生与典型的RAT系统等量的电力。作为非限制性示例,扁平类型发电机22可被构造成在6,000rpm下产生至少30kW。因此,由于很少的部件、低的旋转操作条件或在飞机中需要用于结合RAT系统的较小的轴向空间,扁平类型结构的发电机的应用对于内在地提高的可靠性是优选的。

[0043] 通过本公开可以预期除以上附图中示出之外的很多其他可能的实施例和构造。例如,本发明的一个实施例预期附装至安装板21的安装轴42,使得定子54也围绕与转子壳体55共同的轴线是可旋转的,其中定子54的旋转可以与转子壳体55沿相同或相反的方向。此外,在这样的实施例中,定子54的转速可以与转子壳体55的速度不同。本发明的另一个示例预期采用用于冷却的自包含(self-contained)的油路系统或用于冷却的空气。本发明的还有一个示例预期具有开口或突发请求证明结构(volcanic ask proof construction)。另外,各个部件的设计和设置可被重新布置,以便能够实现多个不同线性构造。

[0044] 本文公开的实施例提供具有内翻(inside out)结构的PMG RAT系统。可以在上述实施例中实现的一个优势在于以上说明的实施例具有比传统类型RAT系统有利的优越的重量和尺寸。根据所提出的扁平类型布置,由于永磁体的可靠地容纳固有的圆柱环,提供了容纳部和磁通返回路径,因此能够在没有齿轮的情况下实现高的圆周速度PMG。此外,由于电磁间隙因为其机械径向间隙相同而最小,因此能够获得更高的圆周速度。更高的圆周速

度导致低的发电机电磁重量。

[0045] 当设计飞机部件时,需要处理的重要因素是尺寸、重量和可靠性。由于系统将能够用最小的电力转换设备提供调整的DC输出,因此以上说明的RAT系统具有减小数量的部件,使得完整的系统内在地更加可靠。这产生低重量、小尺寸、高性能以及高可靠性的系统。低数量的部件和减少的维护将带来低的产品成本以及低的操作成本。减小重量和尺寸与飞行期间的竞争优势相关。

[0046] 本撰写的描述采用示例公开本发明,包括最佳方式,以及还使得本领域技术人员能够实施本发明,包括制造和使用任何装置和系统以及执行任何所包含的方法。本发明的可获得专利权的范围由权利要求限定,并且可以包括本领域技术人员想得到其他示例。如果这些其他示例具有与权利要求的文字表述没有差别的结构元件或者如果这些其他示例包括与权利要求的文字表述无实质差异的等同结构元件,则这些其他示例旨在在权利要求的范围内。

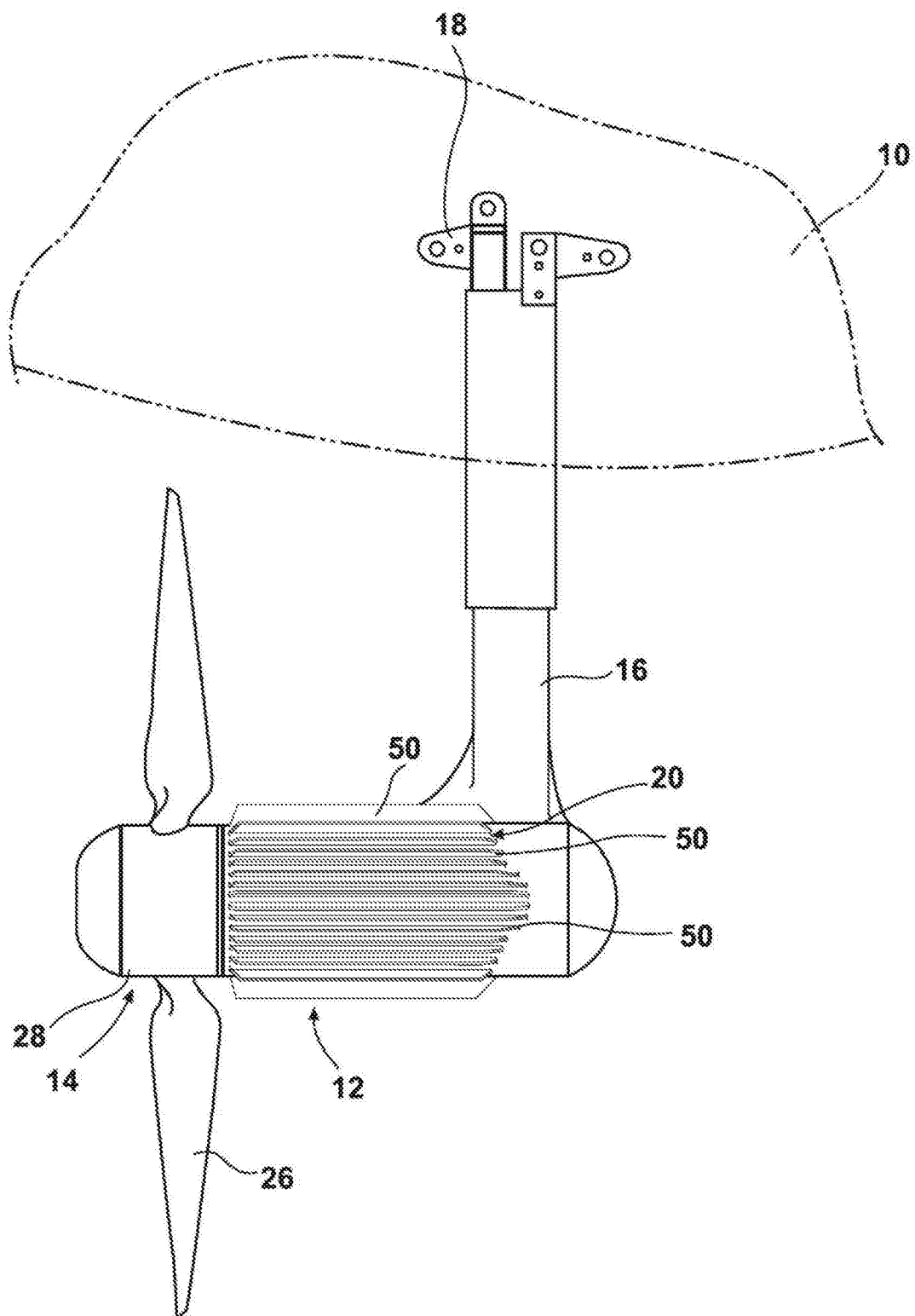


图1

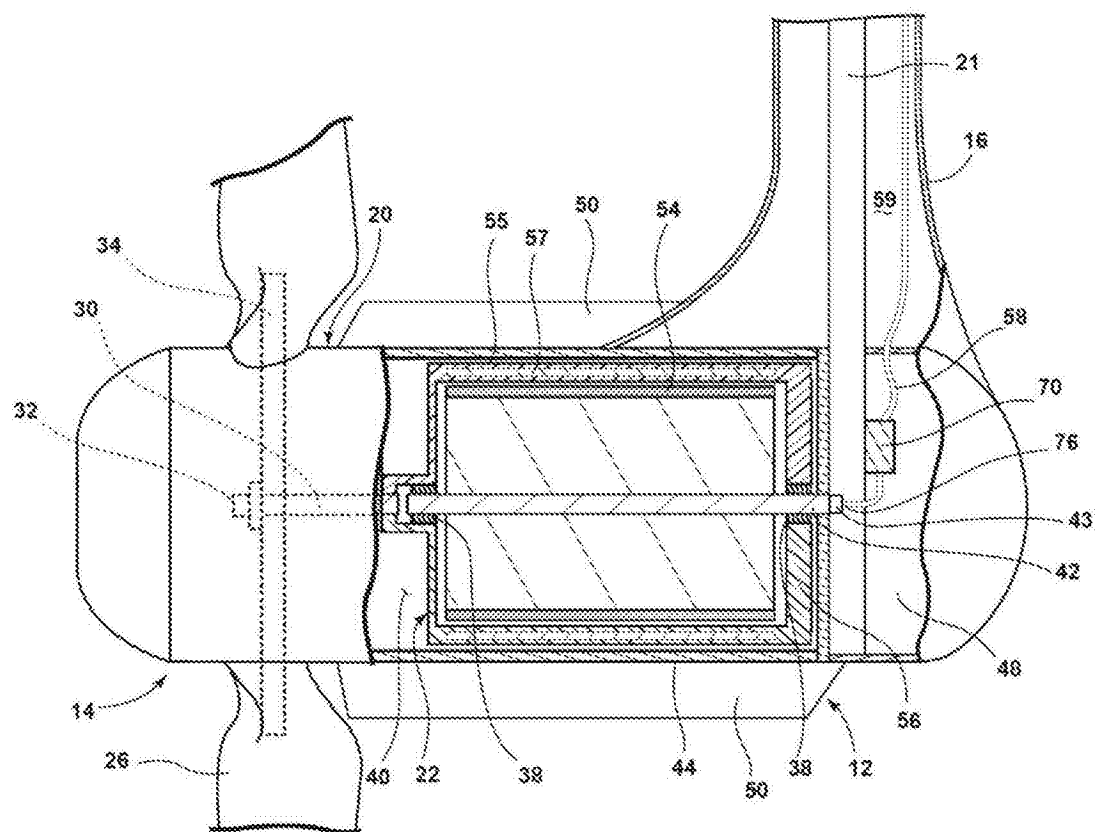


图2

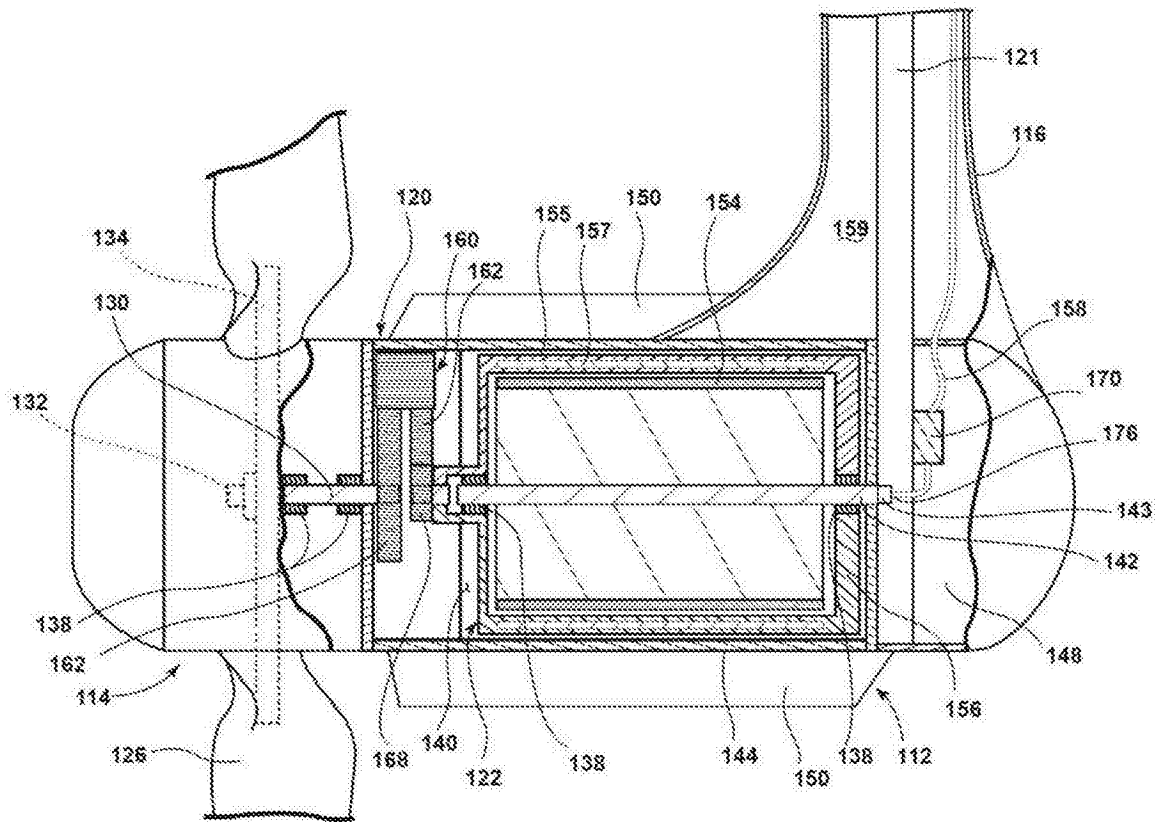


图3