



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112088129 B

(45) 授权公告日 2023.06.27

(21) 申请号 201980027241.6

(22) 申请日 2019.04.04

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 112088129 A

(43) 申请公布日 2020.12.15

(30) 优先权数据  
1853921 2018.05.07 FR

(85) PCT国际申请进入国家阶段日  
2020.10.21

(86) PCT国际申请的申请数据  
PCT/FR2019/050795 2019.04.04

(87) PCT国际申请的公布数据  
W02019/215399 FR 2019.11.14

(73) 专利权人 赛峰航空器发动机  
地址 法国巴黎  
专利权人 赛峰电气与电源公司  
赛峰传输系统

(72) 发明人 马修·让·雅克·桑汀  
威廉·朱利安·贝克  
阿尔德里克·雷诺·加布里埃尔·  
玛丽·莫雷奥·德利索  
鲍里斯·皮埃尔·马塞尔·莫雷利  
让米歇尔·伯纳德·保罗·沙斯塔  
涅尔  
托马斯·图尔奇

(74) 专利代理机构 中国商标专利事务有限公  
司 11234

专利代理师 曾海艳

(51) Int.Cl.  
B64D 15/12 (2006.01)  
B64C 11/00 (2006.01) (续)

(56) 对比文件  
CN 101369767 A, 2009.02.18 (续)

审查员 陈艳

权利要求书1页 说明书5页 附图3页

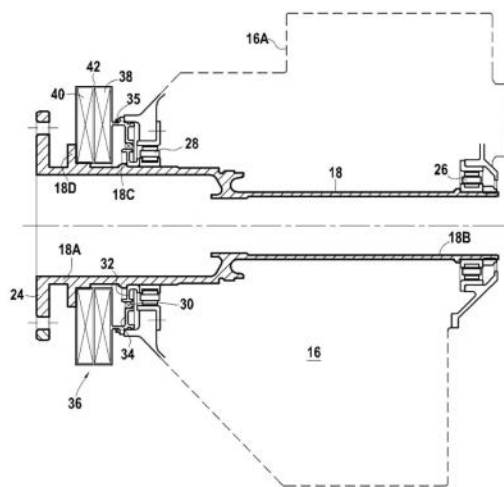
(54) 发明名称

设置有用向叶片提供电能的旋转变压器的  
飞行器推进组件

(57) 摘要

本发明涉及飞行器的推进装置,其包括发动  
机以及由发动机驱动旋转的推进器轴(18),所述  
推进器轴穿过一种包含润滑液的密封壳体  
(16A);以及进一步包括具有翼型的推进器,所述  
翼型耦合到所述推进器轴并且包括作为电力消  
耗部件的电气构件,由动密封件(30)确保在密封  
壳体和推进器轴之间的密封,所述动密封被容纳  
在旋转动密封支撑件(32)以及动密封支撑凸缘  
(34)之间,所述旋转动密封支撑件被有角度地固  
定到所述推进器轴,所述动密封支撑凸缘被固定  
到面对所述推进器的所述壳体的端部,所述旋转  
动密封支撑件被固定到所述推进器轴,并轴向地  
紧靠在用于支撑该推进器轴的轴承(28)上。根据  
本发明,为了传输电力到电气构件,该推进装置  
包括一种旋转变压器(36),所述旋转变压器由推

进器轴旋转并且一方面包括一种定子(38),所述  
定子的罩壳被固定到动密封支撑凸缘,另一方面  
包括一种转子(40),所述转子的罩壳被固定到该  
推进器轴。



CN 112088129 B

[接上页]

(51) Int.Cl.

*H01F 38/18* (2006.01)

(56) 对比文件

CN 102069902 A, 2011.05.25

CN 107074355 A, 2017.08.18

GB 547371 A, 1942.08.25

US 2013287571 A1, 2013.10.31

US 8464511 B1, 2013.06.18

1. 一种飞行器的推进装置,包括发动机(20)以及由所述发动机驱动旋转的推进器轴(18),所述推进器轴穿过一种包含润滑液的密封壳体(16A),所述推进装置进一步包括具有翼型(12)的推进器(10),所述翼型耦合到所述推进器轴并且包括作为电力消耗部件的电气构件(12A-12D);由动密封件(30)确保在所述密封壳体和所述推进器轴之间的密封,所述动密封件被容纳在旋转动密封支撑件(32)以及动密封支撑凸缘(34)之间,所述旋转动密封支撑件(32)被有角度地固定到所述推进器轴,所述动密封支撑凸缘被固定到面对所述推进器(10)的所述壳体的端部,所述旋转动密封支撑件被固定到所述推进器轴,并轴向地紧靠在用于支撑所述推进器轴的轴承(28)上,所述推进装置的特征在于,为了传输电力到所述电气构件,所述推进装置包括一种旋转变压器(36),所述旋转变压器由所述推进器轴旋转并且一方面包括一种定子(38),所述定子的罩壳(34A、34B)被固定到所述动密封支撑凸缘,另一方面包括一种转子(40),所述转子的罩壳(40A;32A、32B)被固定到所述推进器轴。

2. 根据权利要求1所述的飞行器推进装置,其特征在于,所述定子罩壳集成到所述动密封支撑凸缘中,以形成同一部件。

3. 根据权利要求1所述的飞行器推进装置,其特征在于,所述动密封支撑凸缘通过多个螺钉(35)被固定到所述壳体端部。

4. 根据权利要求1所述的飞行器推进装置,其特征在于,所述动密封支撑凸缘通过紧固轴环(44)被固定到所述壳体端部。

5. 根据权利要求1所述的飞行器推进装置,其特征在于,所述转子罩壳集成到所述旋转动密封支撑件中,以形成同一部件。

6. 根据权利要求5所述的飞行器推进装置,其特征在于,所述转子罩壳以悬臂方式设置在所述推进器轴的肩部(18C)上,使得通过仅抵靠在推进器轴的很小长度上,所述转子罩壳不会跟随所述推进器轴的弯曲运动。

7. 根据权利要求6所述的飞行器推进装置,其特征在于,所述旋转动密封支撑件(32)被夹持在所述推进器轴的所述肩部以及用于支撑所述推进器轴的轴承(28)之间。

8. 根据权利要求1所述的飞行器推进装置,其特征在于,通过夹持在所述推进器轴的肩部(18D)以及所述旋转动密封支撑件之间,所述转子罩壳被固定到所述推进器轴。

9. 根据权利要求1所述的飞行器推进装置,其特征在于,所述电气构件包括一个或多个电气除冰元件(12A-12D),并且所述电力被输送到具有翼型的所述推进器,以对所述电气除冰元件供电。

10. 根据权利要求1至9任一项所述的飞行器推进装置,其特征在于,所述发动机包括涡轮螺旋桨发动机或飞行器涡扇涡轮喷气发动机、直升机涡轮轴发动机或飞行无人机电机。

## 设置有助于向叶片提供电能的旋转变压器的飞行器推进组件

### 背景技术

[0001] 在传统的涡轮螺旋桨发动机上,由燃气涡轮(自由涡轮或联接涡轮)经由减速齿轮驱动推进器,被布置在推进器和涡轮发动机之间的减速齿轮可以为不同的类型:具有简单传动系,具有复合齿轮系,谐波传动,行星齿轮等。同样,在传统的直升机上,包括直升翼型的主转子也由燃气涡轮经由包括主齿轮箱(MGB)的减速齿轮驱动。

[0002] 装配到这种涡轮螺旋桨发动机的推进器,以及直升机的主转子,通常都配备有除冰系统,其允许清除积聚在推进器或主转子的翼型上的冰。目前大多数的除冰系统都是电气系统,其例如包括被固定到每个翼型前缘处的内弧和外弧上的电加热垫,当被供给能量时,所述电加热垫将产生允许除去在翼型上形成的冰的热量,所述冰然后将通过离心作用排出。对加热垫的该能量供给需要一种由三相交流电网络传输的几千瓦电力,单相交流电源或低压直流电源实际上提供较低电量。

[0003] 为此,有必要经由允许将电能从发动机中的静止部传输到旋转部分、推进器或主转子的设备,将该电能供给到被固定在翼型上的衬垫。

[0004] 传统地,使用“电刷+集电器”系统进行电能的这种旋转传输。在传统的涡轮螺旋桨发动机上,通过集电器和电刷之间的接触来实施该传输,所述集电器安装在推进器的后罩上并由导电材料(通常为铜)制成的一个或多个轨道构成,所述电刷安装在发动机的减速齿轮上并由在铜轨道上摩擦的导电材料制成。美国Hamilton Sundstrand公司公开的专利EP2730506示出了该安装的一种变型,其安装有根据传统上实施的用于在减速齿轮后部并且不在减速齿轮和推进器之间旋转传输(电刷和集电器)的设备。

[0005] 然而,这种解决方案具有主要与电刷在集电器轨道上的摩擦有关的许多缺点,所述摩擦为这些电刷的一种重要磨损源。因此,这种快速磨损需要定期维护以及随后的更换操作,但缺乏对电刷实际使用寿命的了解导致系统不可靠的后果。

[0006] 此外,电刷接触了可能在接触处产生电弧的油喷射、灰尘颗粒(包括诸如沙的外部颗粒等),所述电弧可能导致构成推进器的后面板的易燃元素(其可能包含镁)的燃烧,并致使可能导致涡轮发动机损失的初期起火。

[0007] 此外,根据美国专利5,572,178,众所周知的是在飞行器的驱动轴上集成单相旋转变压器,以实现无接触的旋转传输,从而提供一种低功率或中等功率(每个翼型从300W到500W)的电热除冰系统或机电除冰系统。然而,这种解决方案并不适用于需要约每个翼型1kW的电力传输的纯电力系统的情况,并且因此需要使用一种传统地包括三个单相旋转变压器的三相变压器,所述三个单相旋转变压器并列设置但具有以下缺点:

[0008] -由此构成的三相变压器长度很大,使得在不改变其尺寸的情况下很难将其集成在涡轮发动机的轴上,这将对发动机的长度具有总体影响(包括质量增加以及集成在飞行器上的困难),

[0009] -这种变压器的质量将必然很高,并且质量随着其内径的增加而增加,以及

[0010] -安装在轴的端部,因此以悬臂的方式位于轴上,该轴承受很大力,增加这种变压器会使需要在该变压器的整体长度上保证很小气隙(通常小于1mm)的轴线的动态特性复杂

化。

### 发明内容

[0011] 因此,本发明旨在提出在飞行器的推进装置中集成旋转变压器,所述集成允许将大量电力非接触地传输到具有翼型的推进器,由推进装置的发动机驱动所述翼型,例如用于确保对推进器翼型的除冰,并且需要很少或根本不需要结构修改。具有翼型的推进器的一种常见名称用于描述飞行器的推进器以及直升机的主转子,或飞行无人机的主转子,以及与推进器轴相同的方式描述所述推进器轴或所述主转子的轴。

[0012] 由于飞行器的推进装置实现了该目的,所述推进装置包括发动机以及由所述发动机驱动旋转的推进器轴,所述推进器轴穿过一种包含润滑液的密封壳体,所述推进装置进一步包括一种具有翼型的推进器,所述翼型耦合到所述推进器轴并且包括作为电力消耗部件(consumer)的电气构件,由动密封件确保了在所述密封壳体和所述推进器轴之间的密封,所述动密封件被容纳在旋转动密封支撑件和动密封支撑凸缘之间,所述旋转动密封支撑件有角度地固定到所述推进器轴,所述动密封支撑凸缘被固定到面对所述推进器的所述壳体的端部,所述旋转动密封支撑件被固定到所述推进器轴并轴向地紧靠在用于支撑所述推进器轴的轴承上,所述推进装置的特征在于,为了传输电力到所述电气构件,所述推进装置包括一种旋转变压器,所述旋转变压器由所述推进器轴旋转并且一方面包括一种定子,所述定子的罩壳被固定到所述动密封支撑凸缘,另一方面包括一种转子,所述转子的罩壳被固定到所述推进器轴。

[0013] 因此,通过将变压器直接地集成在与推进器轴连接的动密封支撑凸缘的水平上,限制了涡轮发动机的结构修改以及由变压器支撑的力。有利地,所述变压器具有减小的气隙,确保了对于该集成足够的紧凑性。

[0014] 有利地,所述涡轮发动机的静止部为与所述推进器相对的所述减速齿轮的端部。

[0015] 优选地,所述定子罩壳被集成到所述动密封支撑凸缘中,以形成同一部件。

[0016] 有利地,所述动密封支撑凸缘通过多个螺钉或通过紧固轴环被固定到所述壳体端部。

[0017] 根据一个实施方式,所述转子罩壳被集成到所述旋转动密封支撑件内,以形成同一部件,并且所述转子罩壳以悬臂的方式设置在所述推进器轴的肩部上,使得仅通过仅抵靠在推进器轴的很小长度上,所述转子罩壳不会跟随所述推进器轴的弯曲运动。所述旋转动密封支撑件被夹持在所述推进器轴的所述肩部以及用于支撑所述推进器轴的轴承之间。

[0018] 根据另一实施方式,通过夹持在所述推进器轴的肩部以及所述旋转动密封支撑件之间,所述转子罩壳被固定到所述推进器轴。

[0019] 有利地,所述电气构件每个都包括一个或多个电气除冰元件,并且所述电力被输送到具有翼型的所述推进器,用于为所述电气除冰元件供电。

[0020] 本发明特别地适用于涡轮螺旋桨发动机或飞行器涡扇涡轮喷气发动机、直升机涡轮轴发动机或飞行无人机电机。

### 附图说明

[0021] 参考附图,从经由非限制性示例给出的本发明的特定实施方式的以下描述,本发

明的特性和优点将显而易见,其中:

- [0022] -图1A是图解允许根据本发明实施的航空涡轮发动机的第一示例的透视图,
- [0023] -图1B是允许根据本发明实施的航空涡轮发动机的第二示例的示意图,
- [0024] -图2非常示意性地示出了将轴流旋转变压器集成在图1A的涡轮发动机轴上,
- [0025] -图3非常示意性地示出了将轴流旋转变压器集成在图1A的涡轮发动机轴上的变型,
- [0026] -图4示出了图2的变压器的轴环组件的细节,以及
- [0027] -图5非常示意性地示出了将径向流旋转变压器集成在图1A的涡轮发动机轴上。

### 具体实施方式

[0028] 本发明的原理基于将具有“U”型径向流(在本文的其余部分称为TFU)或具有“E”型轴向流(在本文的其余部分称为TFE)的旋转三相变压器特定地集成到齿轮箱或航空涡轮发动机减速齿轮内,例如在申请W02013/167827到W02014/167830中所述,这两篇文献的内容通过引用并入本文,用于将电力传输到涡轮发动机推进器或直升机转子,并且对于相同的电力,与传统的三相变压器相比,在质量和体积方面获得增益。

[0029] “航空涡轮发动机”应该是指涡轮螺旋桨发动机或飞行器涡轮喷气发动机、直升机涡轮轴发动机或飞行器涡扇发动机,优选地具有高旁通比。

[0030] 如关于飞行器涡轮螺旋桨发动机的图1A示意性地所示,推进器10包括被布置在轮毂14周围的多个翼型12并且每个翼型都包括一个或多个除冰元件12A到12D,推进器10经由推进器轴18连接到减速齿轮16。减速齿轮进而经由驱动轴22连接到航空涡轮发动机的燃气涡轮发动机20。减速齿轮确保了在推进器与燃气轮机发动机之间的速度转换,所述推进器被设置在减速齿轮前面并以确定的速度旋转,所述燃气轮机发动机被安装在减速齿轮后部并且以更高的速度旋转。

[0031] 在与直升机涡轮轴发动机相关的图1B中,几乎相同的元件具有相同的附图标记。包括被布置在中心主体14周围的多个翼型12的主直升机转子10经由转子轴18连接到齿轮箱16。包括具有大减速比的减速齿轮的齿轮箱经由驱动轴22进而连接到航空涡轮发动机的燃气轮机发动机20。齿轮箱16确保了在以确定速度旋转的转子和以更高速度旋转的燃气轮机发动机之间的速度转换。

[0032] 在图2中,更具体地涉及飞行器涡轮螺旋桨发动机(但不限制本示例),更详细地示出推进器轴18(然而,没有连接到除冰元件和到电源的不同电线,为了不使图中信息过多而未示出所述电线),并且特别地,推进器轴18在其前部18A一端包括用于固定到推进器10的凸缘24,推进器轴18由一对轴承26、28(例如辊类型的滚柱轴承)支撑在减速齿轮16中,所述推进器轴18穿过所述减速齿轮16,该减速齿轮被封闭在一种包含润滑液的密封壳体16A中。滚柱轴承类型的第三轴承(图中未示出)可以实现该对轴承26、28承受推进器的轴向力。推进器轴在该前部的直径通常大于后部18B的直径(不考虑限制该构造)。通常由一种被容纳在旋转动密封支撑件32和动密封支撑凸缘34之间的动密封件30来保证在静态减速齿轮16和旋转推进器轴18之间的动密封,所述旋转动密封支撑件32有角度地固定到推进器轴18,所述动密封支撑凸缘34被固定到减速齿轮16A的壳体。旋转动密封支撑件被固定到推进器轴并轴向地紧靠在用于支撑推进器轴的轴承28上。

[0033] 更具体地,在图2所示的实施方式中,旋转动密封支撑件32被夹持在推进器轴的肩部18C以及轴承28之间,例如,通过一种被提供用于沿肩部18C的方向轴向地挤压在轴承28上的抵靠装置(未示出)。该抵靠装置例如可包括一种抵靠在轴承28上的螺母以及一种可设置在推进器轴的该位置处的滚柱元件轴承。动力密封支撑凸缘就其本身而言有利地通过多个螺钉35被固定到减速齿轮的壳体。

[0034] 根据本发明的第一实施方式,为了输送为除冰元件供电所需的电力,需要建议将轴流旋转变压器(TFE36)布置在穿过减速齿轮的该推进器轴上,在该减速齿轮的输出端(即在推进器轴的前面,在推进器侧上),在用于固定到推进器上凸缘24和减速齿轮的壳体16A之间。选择该位置而不是任何其他位置,因为其存在于大多数的当前减速齿轮构造中,因为推进器轴的长度通常受到将现有技术中“电刷+集电器”系统集成在该位置的限制。因此,变压器36代替传统的系统,通过装配到该可用空间,因此并不需要释放额外的自由体积,并且,根据所使用的变压器尺寸,甚至可以缩短在推进器固定凸缘和减速齿轮箱之间的距离,从而如果必要的话,减小因此构成的新组件的质量。

[0035] 在第一构造中,变压器的定子38被固定到减速齿轮16,并且转子40被固定到推进器轴18,在定子和转子之间布置有一种通常小于1mm的很小轴向气隙42。更具体地,定子38被固定到动密封支撑凸缘34,所述动密封支撑凸缘34通过多个螺钉35被固定到减速齿轮的壳体,并且被修改从而也用作该定子的罩壳的支撑件,以及因此与罩壳形成同一部件34。在图示的示例中,转子40另一方面被简单地安装在罩壳40A中,所述罩壳40A紧靠推进器轴的肩部18D收缩配合到该推进器轴上。

[0036] 转子的该固定当然绝不是限制性的,并且在图3的示例中,通过夹持在该肩部18D和旋转动密封支撑件32之间,转子40的罩壳40A被固定到推进器轴,所述旋转动密封支撑件32然后通过管状部分32A轴向地延伸,所述管状部分32A的一端抵靠在罩壳40A上。

[0037] 由允许将轴流变压器更靠近减速齿轮(特别地更靠近用于支撑推进器轴的轴承28)地集成在推进器轴上的该解决方案所提供的优点具体地如下:

[0038] 由于集成到减速齿轮的动密封系统中,节省了空间,

[0039] 减小的推进器轴的悬臂以及降低对推进器轴线的动力学的影响,

[0040] 质量增益,因为该构造限制了用于固定变压器所需的中间部件的数量,以及

[0041] 轴向流安装促进气隙变化的限制,轴向流安装对推进器轴的弯曲效应不太敏感。

[0042] 此外,变压器不再是安装在减速齿轮上的一件设备,而变成其整体不可缺少的一部件,并且因此与减速齿轮同时被装配。

[0043] 如图4的变型所示,支撑定子的动密封支撑凸缘34也可以通过一种除由螺钉35固定以外的方式被组装到壳体。例如,一种轴环44组件解决方案允许减少空间需求,并且使定子和转子更接近轴承28,其限制了它们在运行中的偏转。

[0044] 图5示意性地示出了(已经类似地忽略了电线)在减速齿轮的输出处将TFU径向磁通旋转变压器集成在推进器轴18上。

[0045] 与前一实施方式类似,通过由径向回流壁34B端接的轴向周向壁34A扩展来修改该动密封支撑凸缘34,从而也形成变压器的定子38的罩壳,该组件随后构成同一部件。另一方面,在该第二实施方式中,进而通过由径向回流壁32B端接的轴向周向壁32A扩展该旋转动密封支撑件32以形成转子的罩壳,该组件构成同一部件,该同一部件通过夹持在推进器轴

18的肩部18C和用于支撑推进器轴18的轴承28之间而被轴向地保持。这样,悬臂式位于该肩部上的转子在更靠近轴承28的滚柱轴承定位的区域中抵靠在推进器轴的很小长度上,所述轴承28的滚柱轴承承受推进器轴18的力。

[0046] 由允许集成在推进器轴18上的TFU的该构造所提供的优点是多方面的,并且除了节省空间和质量增益以及减小推进器轴悬臂的上述优点之外,该径向流构造允许使变压器的转子40从推进器弯曲运动解耦以限制气隙变化。实际上,转子并不会直接地抵靠在推进器轴的整个可用长度上,并且因此不由该轴的弯曲运动所“驱动”。

[0047] 在上述实施方式中,推进器轴18整体地形成。然而,可以对于一种由至少两个部分制造的推进器轴提供一种例如具有被称为“附接凸缘”的外部部分,其包括推进器固定凸缘24,该外部部分被旋转地安装固定到内部部分,该内部部分承载旋转密封支撑件32以及用于支撑该轴的轴承28。在该轴的内部部分上可以设置一种肩部,以形成一种挡块,附接凸缘可通过螺母被紧固在所述挡块上,并且该螺母可将旋转密封支撑件夹持在附接凸缘和肩部之间。该实施方式特别地允许在发生电气故障的情况下更换旋转变压器,而无需完全地移除减速齿轮,而仅通过抽出该推进器和附接凸缘,从而便于维护操作。

[0048] 对于本发明,建议在减速齿轮的输出处集成到推进器轴上,从而优化TFU和TFE变压器的空间要求和质量。然而,需要注意的是,如果上述集成优选地基于如在申请W02013/167827到W02014/167830中所述的称为“U”或“E”变压器的技术,则很明显的是,它们也适用于任何类型的多相轴向或径向磁通变压器。

[0049] 还应该注意的是,如果本质上关于图1A所示的飞行器推进装置进行了以上描述,应该理解的是,本领域技术人员在图1B所示的直升机推进装置中实施本发明并不困难,并且在该推进装置中主齿轮箱的密封壳体(包括一种能够驱动直升机主转子的减速齿轮)类似于上述密封的情况。同样,在直升机的主转子轴处实施本发明与在飞行器的推进器轴处先前描述的类型类似。

[0050] 同样地,本领域技术人员将能够在不通过创造性努力的情况下,将飞行无人机的电机的密封壳体作为密封壳体,并将该电动机的输出轴作为推进器轴,确保了直接地驱动该飞行无人机的推进器(具有翼型的其推进器)。

[0051] 还将会注意的是,如果已经在用于对推进器翼型除冰系统供电的旋转电力传输框架内研发了本发明,当然这也适用于作为所有电力用户的电气构件,并且因此无论其用途如何,都需要将电能旋转地传输到具有翼型的推进器。以这种方式并且无限制地,这些电气构件可以是:例如,推进器桨距致动系统,推进器平衡系统,旋转部分上的测量系统。

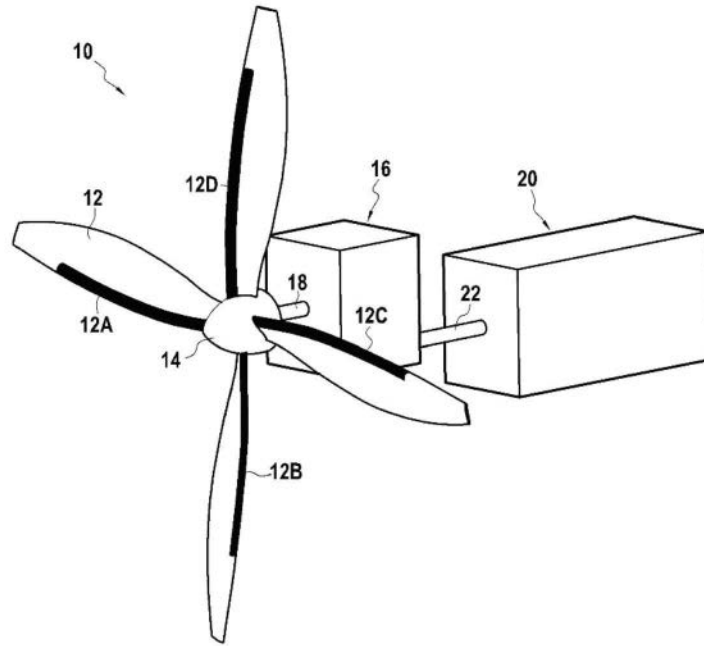


图1A

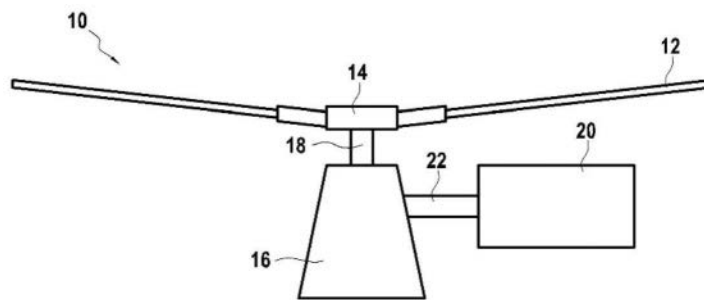
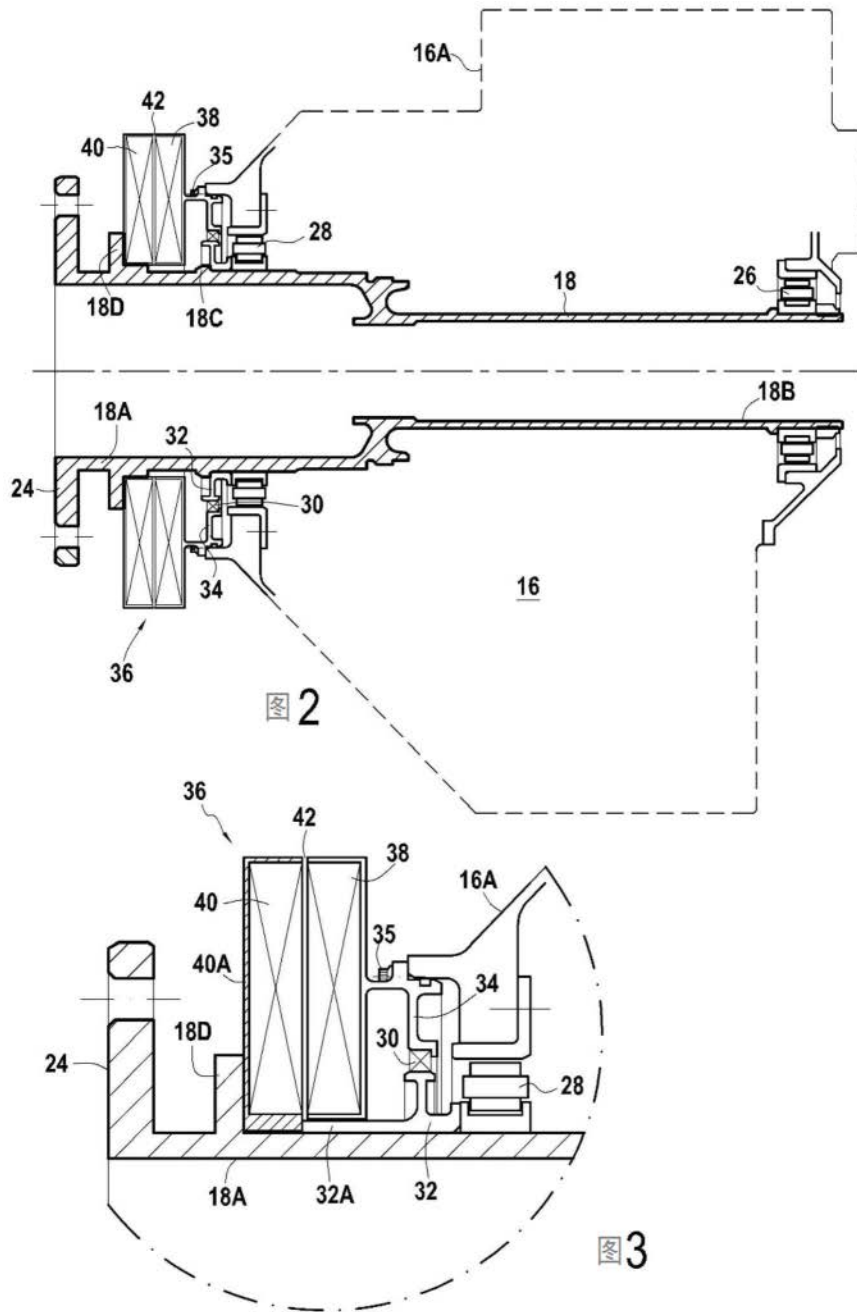


图1B



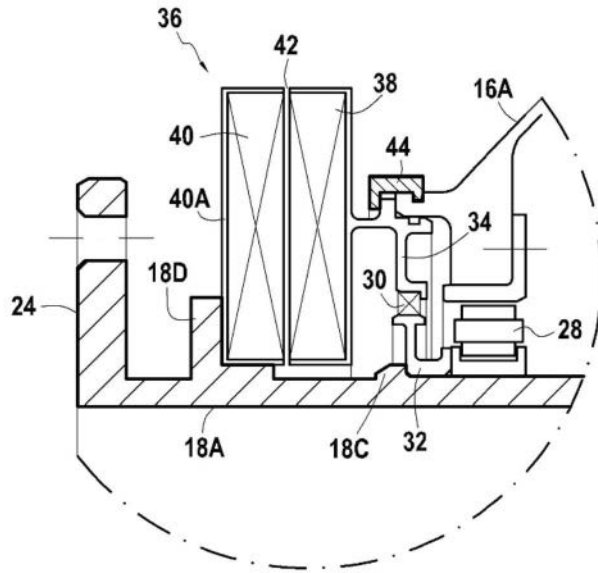


图4

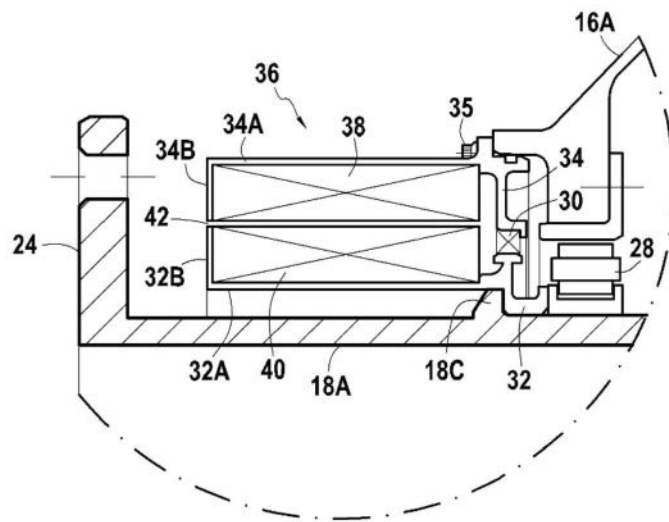


图5