



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107429614 B

(45)授权公告日 2020.03.10

(21)申请号 201680023261.2

(22)申请日 2016.02.19

(65)同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 107429614 A

(43)申请公布日 2017.12.01

(30)优先权数据  
62/118914 2015.02.20 US  
14/864124 2015.09.24 US  
15/047362 2016.02.18 US

(85)PCT国际申请进入国家阶段日  
2017.10.20

(86)PCT国际申请的申请数据  
PCT/CA2016/050160 2016.02.19

(87)PCT国际申请的公布数据  
W02016/131148 EN 2016.08.25

(73)专利权人 普拉特 - 惠特尼加拿大公司  
地址 加拿大魁北克省

(72)发明人 S.拉马雷 M.方泰内 A.朱里恩  
M.高 J.托马斯辛 L.米特罗维  
I.梅德维德夫 S.尤斯科夫  
A.佐洛托夫

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001  
代理人 董均华 傅永霄

(51)Int.Cl.  
F02C 7/20(2006.01)  
B64D 27/00(2006.01)  
F01C 1/22(2006.01)  
F01D 25/24(2006.01)  
F02B 37/00(2006.01)  
F02C 6/12(2006.01)  
F02C 7/36(2006.01)

审查员 闵满满

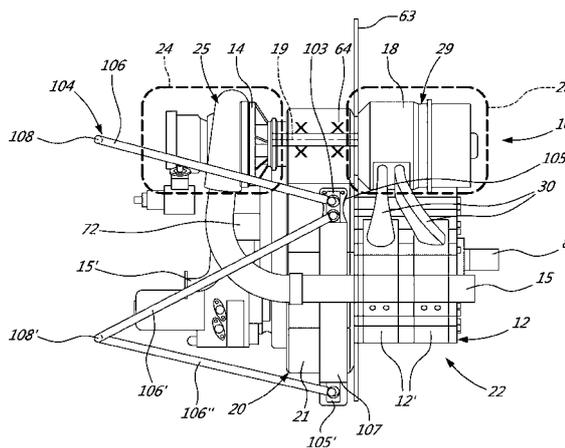
权利要求书3页 说明书13页 附图12页

(54)发明名称

具有安装笼部的复合发动机组件

(57)摘要

具有发动机核心的复合发动机组件,包括至少一个内燃发动机、涡轮机部段、以及具有与发动机核心的入口流体连通的出口的压缩机。壳连接至涡轮机部段、压缩机和发动机核心。安装笼部连接至在压缩机和热区域之间附接至壳的安装部,所述热区域包括涡轮机部段和(多个)排气管。支柱通过至少一个防火墙与热区域分离。安装笼部可以包括全部从安装部延伸远离涡轮机部段和发动机核心的多个支柱。壳可以是齿轮箱模块壳,涡轮机轴通过其与发动机轴接合。安装笼部可以被完全包含在如下轴向空间内,其中涡轮机部段和(多个)排气管位于所述轴向空间的外侧。



1. 一种复合发动机组件,包括:

发动机核心,包括与发动机轴驱动接合的至少一个内燃发动机;

涡轮机部段,具有通过至少一个排气管与所述发动机核心的出口流体连通的入口,所述涡轮机部段包括连接至涡轮机轴的至少一个涡轮机转子,所述涡轮机轴与所述发动机轴驱动接合;

压缩机,具有与所述发动机核心的入口流体连通的出口,所述压缩机包括与所述涡轮机轴和所述发动机轴中的至少一个驱动接合的至少一个压缩机转子;

连接至所述涡轮机部段、所述压缩机和所述发动机核心的壳;以及

安装笼部,用于将所述复合发动机组件安装至飞行器,所述安装笼部包括连接至安装部的多个支柱,所述安装部在热区域的外侧附接至所述壳,所述热区域包括所述涡轮机部段、所述至少一个排气管以及所述发动机核心的与所述至少一个排气管相邻的部分,所述支柱通过至少一个防火墙与所述热区域分离。

2. 如权利要求1所述的复合发动机组件,其中,全部所述支柱从所述安装部延伸远离所述涡轮机部段和发动机核心。

3. 如权利要求1所述的复合发动机组件,其中,所述壳是齿轮箱模块的壳,所述压缩机位于所述壳的一个侧部上,所述涡轮机部段和发动机核心位于所述壳的相对的侧部上,所述涡轮机轴延伸通过所述齿轮箱模块并且通过所述齿轮箱模块的齿轮传动系与所述发动机轴驱动接合,所述至少一个压缩机转子连接至所述涡轮机轴。

4. 如权利要求1所述的复合发动机组件,其中,所述至少一个防火墙包括从所述壳径向向外延伸的防火墙,所述防火墙位于所述安装部和所述热区域之间。

5. 如权利要求1所述的复合发动机组件,其中,所述压缩机位于所述壳的一个侧部上,所述热区域位于所述壳的相对的侧部上,所述至少一个防火墙包括在所述安装部和所述热区域之间从所述壳径向向外延伸的第一防火墙,所述多个支柱包括在所述第一防火墙的与所述热区域相同的侧部上延伸的至少一个支柱,所述至少一个防火墙包括在所述至少一个支柱和所述热区域之间从所述第一防火墙横向延伸的第二防火墙。

6. 如权利要求1所述的复合发动机组件,其中,所述安装部包括连接至所述壳的相对的侧部的两个侧部安装部,以及底部安装部,并且所述多个支柱在所述安装笼部的每个侧部上包括:

从所述两个侧部安装部的相应的一个延伸的两个支柱,用于连接至两个不同的飞行器安装点,所述两个支柱相对于彼此成角度,从而随着距所述侧部安装部的距离增加而更加延伸远离彼此,以及

从所述底部安装部延伸的附加的支柱,用于连接至所述两个不同的飞行器安装点中的一个。

7. 如权利要求1所述的复合发动机组件,其中,所述至少一个内燃发动机中的每一个包括密封并且旋转地接收在相应内部腔内的转子,以便提供在所述相应内部腔中的可变体积的旋转腔室,所述转子具有分离所述旋转腔室并且被安装用于所述相应内部腔内的偏心回转的三个顶部部分,所述相应内部腔具有带有两个凸起部的外旋轮线形状。

8. 如权利要求1所述的复合发动机组件,其中,所述涡轮机部段包括具有与所述发动机核心的出口流体连通的入口的第一级涡轮机,和具有与所述第一级涡轮机的出口流体连通

的入口的第二级涡轮机。

9. 如权利要求8所述的复合发动机组件,其中,所述第一级涡轮机配置为具有值最多为0.2的基于压力的反动比的冲动式涡轮机,所述第二级涡轮机具有比所述第一级涡轮机的反动比更高的反动比。

10. 一种复合发动机组件,包括:

发动机核心,包括与发动机轴驱动接合的至少一个内燃发动机;

齿轮箱模块,包括包含至少一个齿轮传动系的齿轮箱模块壳;

涡轮机部段,其在所述齿轮箱模块壳的外侧,所述涡轮机部段具有通过至少一个排气管与所述发动机核心的出口流体连通的入口,所述涡轮机部段包括连接至涡轮机轴的至少一个涡轮机转子,所述涡轮机轴通过所述齿轮箱模块的所述至少一个齿轮传动系中的一个与所述发动机轴驱动接合;

压缩机,其在所述齿轮箱模块壳的外侧,所述压缩机具有与所述发动机核心的入口流体连通的出口,所述压缩机包括与所述涡轮机轴和所述发动机轴中的至少一个驱动接合的至少一个压缩机转子;

其中,所述涡轮机部段和所述发动机核心位于所述齿轮箱模块壳的相同的侧部上,并且所述压缩机位于所述齿轮箱模块壳的相对的侧部上;以及

安装笼部,用于将所述复合发动机组件安装至飞行器并且连接至所述壳,所述安装笼部通过至少一个防火墙与所述涡轮机部段和所述至少一个排气管完全分离。

11. 如权利要求10所述的复合发动机组件,其中,所述安装笼部完全包含在如下轴向空间内,所述轴向空间从在所述复合发动机组件的冷端部处的第一位置轴向延伸至所述齿轮箱模块壳上的第二位置,所述涡轮机部段和发动机核心位于所述轴向空间的外侧。

12. 如权利要求10所述的复合发动机组件,其中,所述至少一个防火墙包括从所述齿轮箱模块壳径向向外延伸的第一防火墙,所述涡轮机部段和发动机核心位于所述第一防火墙的相同的侧部上,并且所述压缩机和所述安装笼部位于所述第一防火墙的相对的侧部上,所述安装笼部包括在所述第一防火墙的与所述涡轮机部段和发动机核心相同的侧部上延伸的至少一个支柱,所述至少一个防火墙包括在所述至少一个支柱和所述涡轮机部段之间以及在所述至少一个支柱和所述至少一个排气管之间从所述第一防火墙横向延伸的第二防火墙。

13. 如权利要求11所述的复合发动机组件,其中,所述安装笼部包括全部从所述齿轮箱模块壳朝向所述复合发动机组件的所述冷端部延伸的多个支柱。

14. 如权利要求10所述的复合发动机组件,其中,所述安装笼部在其每个侧部上包括:

从连接至所述齿轮箱模块壳的相同的侧部安装部延伸的两个支柱,用于连接至两个不同的飞行器安装点,所述两个支柱相对于彼此成角度,从而随着距所述侧部安装部的距离增加而更加延伸远离彼此,以及

从底部安装部延伸的附加的支柱,用于连接至所述两个不同的飞行器安装点中的一个。

15. 如权利要求14所述的复合发动机组件,其中,每个侧部安装部通过在所述齿轮箱模块下延伸的附加的支撑部连接至所述齿轮箱模块壳。

16. 如权利要求10所述的复合发动机组件,其中,所述至少一个内燃发动机中的每一个

包括密封并且旋转地接收在相应内部腔内的转子,以便提供在所述相应内部腔中的可变体积的旋转腔室,所述转子具有分离所述旋转腔室并且被安装用于所述相应内部腔内的偏心回转的三个顶部部分,所述相应内部腔具有带有两个凸起部的外旋轮线形状。

17. 如权利要求10所述的复合发动机组件,其中,所述至少一个压缩机转子连接至所述涡轮机轴,所述涡轮机轴延伸通过所述齿轮箱模块。

18. 如权利要求10所述的复合发动机组件,其中,所述涡轮机部段包括具有与所述发动机核心的出口流体连通的入口的第一级涡轮机,和具有与所述第一级涡轮机的出口流体连通的入口的第二级涡轮机。

19. 如权利要求18所述的复合发动机组件,其中,所述第一级涡轮机配置为具有值最多为0.2的基于压力的反动比的冲动式涡轮机,所述第二级涡轮机具有比所述第一级涡轮机的反动比更高的反动比。

20. 如权利要求10所述的复合发动机组件,其中,所述涡轮机轴和所述发动机轴是平行的并且彼此径向偏移。

## 具有安装笼部的复合发动机组件

### [0001] 相关申请的交叉引用

[0002] 本申请要求于2016年2月18日提交的美国申请No. 15/047,362的优先权,其是于2015年9月24日提交的美国申请No. 14/864,124的部分继续申请,其要求于2015年2月20日提交的美国临时申请No. 62/118,914的优先权,其全部整体内容通过引用并入本文。

### 技术领域

[0003] 本申请大体涉及复合发动机组件,并且更具体地涉及在飞行器中使用的增压或涡轮增压复合发动机组件。

### 背景技术

[0004] 包括用作增压器或涡轮增压器的压缩机的复合发动机组件可以限定体积相对大的组件,其可能难以装配进现有的飞行器机舱,因此产生了对于将其适用于飞行器应用的一些困难。

### 发明内容

[0005] 在一个方面,提供复合发动机组件,包括:发动机核心,包括与发动机轴驱动接合的至少一个内燃发动机;涡轮机部段,具有通过至少一个排气管与发动机核心的出口流体连通的入口,所述涡轮机部段包括连接至涡轮机轴的至少一个涡轮机转子,所述涡轮机轴与发动机轴驱动接合;压缩机,具有与发动机核心的入口流体连通的出口,所述压缩机包括与涡轮机轴和发动机轴中的至少一个驱动接合的至少一个压缩机转子;连接至涡轮机部段、压缩机和发动机核心的壳;以及安装笼部,用于将复合发动机组件安装至飞行器,所述安装笼部包括连接至安装部的多个支柱,所述安装部在热区域的外侧附接至壳,所述热区域包括涡轮机部段、所述至少一个排气管以及发动机核心的与所述至少一个排气管相邻的部分,所述支柱通过至少一个防火墙与热区域分离。

[0006] 在另一方面,提供复合发动机组件,包括:发动机核心,包括与发动机轴驱动接合的至少一个内燃发动机;齿轮箱模块,包括包含至少一个齿轮传动系的齿轮箱模块壳;涡轮机部段,在齿轮箱模块壳的外侧,所述涡轮机部段具有通过至少一个排气管与发动机核心的出口流体连通的入口,所述涡轮机部段包括连接至涡轮机轴的至少一个涡轮机转子,所述涡轮机轴通过齿轮箱模块的所述至少一个齿轮传动系中的一个与发动机轴驱动接合;压缩机,在齿轮箱模块壳的外侧,所述压缩机具有与发动机核心的入口流体连通的出口,所述压缩机包括与涡轮机轴和发动机轴中的至少一个驱动接合的至少一个压缩机转子;其中,涡轮机部段和发动机核心位于齿轮箱模块壳的相同的侧部上,并且压缩机位于齿轮箱模块壳的相对的侧部上;以及安装笼部,用于将复合发动机组件安装至飞行器并且连接至壳,所述安装笼部通过至少一个防火墙与涡轮机部段和所述至少一个排气管完全分离。

## 附图说明

- [0007] 现在参考附图,其中:
- [0008] 图1是根据特定实施例的复合发动机组件的示意图;
- [0009] 图2是根据特定实施例的可在诸如图1中所示的复合发动机组件中使用的汪克尔(Wankel)发动机的横截面视图;
- [0010] 图3是根据特定实施例的图1的复合发动机组件的示意性三维视图;
- [0011] 图4是根据特定实施例的具有发动机架的图3的复合发动机组件的示意性侧视图;
- [0012] 图5是根据特定实施例的具有入口导管和防火墙(firewall)的图3的复合发动机组件的示意性横截面侧视图;
- [0013] 图6是根据特定实施例的图3的复合发动机组件的示意性前视图;
- [0014] 图7是根据另一特定实施例的复合发动机组件的示意图;
- [0015] 图8是根据特定实施例的图7的复合发动机组件的示意性三维视图;
- [0016] 图9是根据特定实施例的具有入口导管和防火墙的图8的复合发动机组件的示意性横截面侧视图;
- [0017] 图10A是根据特定实施例的具有发动机架的图8的复合发动机组件的示意性三维视图;
- [0018] 图10B是图10A的复合发动机组件和发动机架的示意性侧视图;
- [0019] 图11是根据另一特定实施例的复合发动机组件的示意性分解端部视图;以及
- [0020] 图12是图11的复合发动机组件的部分的示意性侧视图。

## 具体实施方式

[0021] 参考图1,大体示出复合发动机组件10,包括液体冷却的重燃料多转子旋转发动机核心12。发动机核心12具有发动机轴16,所述发动机轴16由发动机核心12驱动并且驱动可旋转负载,其在此示出为驱动轴8。驱动轴8可以是发动机轴16的整体形成的部分,直接连接至其或者通过齿轮箱(未示出)连接至其。应理解,复合发动机组件10可以可替代地配置为驱动任何合适类型的负载,包括但不限于,一个或更多个发电机、螺旋桨、附件、转子桅杆(rotor mast)、压缩机、或任何其它合适类型的负载或其组合。

[0022] 复合发动机组件10配置为单轴发动机。术语“单轴”在本文中旨在描述所有旋转部件((多个)压缩机转子、(多个)涡轮机转子、发动机轴、附件)直接地或者通过一个或更多个齿轮箱机械地链接在一起的复合发动机。因此,“单轴”发动机可包括两个或更多个机械链接的轴。术语“单轴”旨在与具有两个或更多个卷轴(spool)的发动机形成对比,所述两个或更多个卷轴能够相对于彼此自由旋转从而包括一个或更多个自由涡轮机。

[0023] 复合发动机组件10包括将压缩空气馈送至发动机核心12的入口(与发动机核心12的每个发动机的入口端口对应或连通)的压缩机14。发动机核心12从压缩机14接收加压空气,并且在高压下燃烧燃料以提供能量。由发动机核心12产生的机械功率驱动发动机轴16。发动机核心12的每个发动机提供排气流,所述排气流的形式为以峰值速度离开的高压热气体的排气脉冲。发动机核心12的出口(与发动机核心12的每个发动机的排气端口对应或连通)与涡轮机部段18的入口流体连通,并且因此来自发动机核心12的排气流被供应至涡轮机部段18。涡轮机部段18驱动压缩机14并且与发动机轴16复合功率。

[0024] 在特定实施例中,复合发动机组件包括四个(4)主模块:包括发动机核心12的核心模块22、齿轮箱模块20、包括压缩机14的冷部段或压缩机模块24、以及包括涡轮机部段18的热部段或涡轮机模块28。在特定实施例中,涡轮机模块28和压缩机模块24可在现场由典型的维护人员移除,同时复合发动机组件10保持附接至飞行器,以便于维护、维修和/或更换。在特定实施例中,涡轮机模块28、压缩机模块24和核心模块22可以以独立和分离的方式从复合发动机组件10拆卸和移除,即不需要拆卸/移除任何其它模块;在特定实施例中,每个模块的部件因此被包含在壳内和/或被安装至壳,所述壳独立于其它模块的部件限定封装件。在特定实施例中,复合发动机组件10的模块性可允许减少或最小化复合发动机组件10中的部分的数目和/或可使得每个模块能够在对应于最优性能条件的速度下运行。

[0025] 参考图3,核心模块22包括发动机核心12和燃料分配系统13。在示出的实施例中,发动机核心12包括驱动地接合至轴16的多个旋转发动机12',并且燃料分配系统13包括馈送用于每个旋转发动机的先导(pilot)和主喷射器的公共轨道道13'。尽管发动机核心12被描绘为包括两个旋转发动机12',应理解在另一实施例中,发动机核心12可包括多于两个的旋转发动机12'(例如3个或4个旋转发动机),或单个旋转发动机12'。每个旋转发动机12'具有密封地接合在相应壳体中的转子,其中每个旋转发动机12'具有近似恒定体积燃烧阶段,用于高的循环效率。在示出的实施例中,每个旋转发动机12'是汪克尔发动机。

[0026] 参考图2,示出了可在发动机核心12中用作旋转发动机12'的汪克尔发动机的示例性实施例。每个汪克尔发动机12'包括限定内部腔的壳体32,所述内部腔具有有限定两个凸起部(lobe)的轮廓,其优选地是外旋轮线(epitrochoid)。转子34被接收在内部腔内。转子限定三个周向间隔的顶部(apex)部分36,以及具有向外成弓形的侧部的大体三角形的轮廓。顶部部分36与壳体32的外周壁38的内表面密封接合,以便形成转子34和壳体32之间的三个工作腔室40。

[0027] 转子34接合至轴16的偏心部分42,以便在内部腔内执行公转(orbital revolution)。轴16执行用于转子34的每个公转的三个旋转。转子34的几何轴线44从壳体32的轴线46偏移并且与之平行。在每个公转期间,每个腔室40的体积变化,并且绕内部腔移动,以便经历进气、压缩、膨胀和排气四个阶段。

[0028] 进气端口48被设置通过外周壁38,用于依次允许压缩空气进入每个工作腔室40。排气端口50也被设置通过外周壁38,用于依次将排气气体从每个工作腔室40排放。用于电热塞(glow plug)、火花塞或其它点火元件以及燃料喷射器的通道52也被设置通过外周壁38。替代地,进气端口48、排气端口50和/或通道52可以被设置通过壳体的端部或侧壁54;和/或,点火元件和先导燃料喷射器可以与限定在壳体32中并且与内部腔连通的先导子腔室(未示出)连通,用于提供先导喷射。先导子腔室可以例如被限定在接收在外周壁38中的插入件(未示出)中。

[0029] 在图3的实施例中,燃料喷射器是公共轨道燃料喷射器,并且与重燃料(例如,柴油、煤油(航空燃料)、等效生物燃料)的源连通,并且将重燃料传送到(多个)发动机中,使得燃烧腔室被分层,其中在点火源附近是富燃料-空气混合物并且在其它地方是更贫瘠的混合物。

[0030] 重新参考图2,为了有效地操作,工作腔室40被密封,例如通过从转子34延伸以便接合外周壁38的弹簧加载的顶部密封件56,并且通过从转子34延伸以便接合端部壁54的弹

簧加载面或气体密封件58和端部或角部密封件60。转子34还包括至少一个弹簧加载的油密封环62,其围绕用于在轴偏心部分42上的转子34的轴承抵靠端部壁54偏压。

[0031] 每个汪克尔发动机提供形式为相对长的排气脉冲的排气流;例如,在特定实施例中,每个汪克尔发动机每次轴的360°旋转具有一次爆炸,其中排气端口对于该旋转的约270°保持打开,因此提供约75%的脉冲占空比。与此相对比,往复式4冲程活塞发动机的活塞通常每次轴的720°旋转具有一次爆炸,其中排气端口对于该旋转的约180°保持打开,因此提供25%的脉冲占空比。

[0032] 在可以特别地但非专有地适合于低海拔的特定实施例中,每个汪克尔发动机具有从5至9的体积膨胀比,并且遵循米勒循环(Miller cycle)操作,具有比体积膨胀比更低的体积压缩比,例如通过将进气端口定位成与体积压缩和膨胀比相等或类似的发动机相比更靠近顶死点(TDC, top dead center)。替代地,每个汪克尔发动机可以以类似或相同的体积压缩和膨胀比来操作。

[0033] 应理解,其它配置对于发动机核心12来说是可能的。发动机核心12的(多个)发动机12'的配置,例如,端口的放置、密封件的数量和放置、燃料喷射器的数量等,可以与示出的实施例不同。另外,应理解,发动机核心12的每个发动机12'可以是任何其它类型的内燃发动机,包括但不限于任何其它类型的旋转发动机,以及任何其它类型的非旋转内燃发动机,诸如往复式发动机。

[0034] 重新参考图1,在特定实施例中,压缩机14是具有单个叶轮14'的离心压缩机。其它配置替代地是可能的。压缩机14可以是单级装置或多级装置,并且可包括具有成周向阵列的径向、轴向或混合流动动叶(blade)的一个或更多个转子。

[0035] 参考图3,齿轮箱模块20包括壳21,所述壳21包含(例如,封装)至少一个齿轮传动系,并且压缩机模块24包括位于齿轮箱模块壳21外侧的壳25。压缩机模块壳25包含(例如封装)(多个)压缩机转子14'(例如叶轮)、扩压器(diffuser)、罩(shroud)、入口蜗壳(inlet scroll)、以及可变入口导叶(guide vane)88(见图1),空气在到达(多个)压缩机转子之前循环通过所述可变入口导叶88。压缩机模块壳25可以包括配合以限定包含压缩机14的封装件的多个壳件,和/或可以通过压缩机14的外壁整体或部分地限定。参考图3-4,压缩机模块壳25被安装在齿轮箱模块壳21的面上。在特定实施例中,压缩机模块壳25和齿轮箱模块壳21可拆卸地互连,例如通过使壳25、21的邻接凸缘被螺栓和/或夹持部或通过使用任何其它合适类型的紧固件(包括但不限于,限定已知为“快速接取断开(quick access disconnect)”的连接类型的这样的接合构件或紧固件)互连。其它配置也是可能的。

[0036] 参考图4,在特定实施例中,压缩机14的出口和发动机核心12的入口之间的连通通过进气歧管15执行。在特定实施例中,(多个)压缩机转子被确定尺寸以便供应发动机质量流和客舱引气(cabin air bleed)。可设置为与压缩机模块24分离的进气歧管15,包括分支端口15',用于加压的客舱引气。

[0037] 涡轮机模块28包括包含(例如封装)涡轮机部段18的涡轮机模块壳29,所述涡轮机部段18包括连接至涡轮机轴19的至少一个转子,具有相应的(多个)涡轮机静叶(vane)、(多个)壳体、(多个)包含特征(containment feature)以及(多个)系紧螺栓。涡轮机模块壳29与压缩机模块壳25间隔开,并且也位于齿轮箱模块壳21的外侧。涡轮机模块壳29可以包括配合以限定包含涡轮机部段18的封装件的多个壳件,和/或可以通过涡轮机部段18的外壁

整体或部分地限定。涡轮机模块壳29安装在齿轮箱模块壳21的与接收压缩机模块壳25的面相对的面上；在特定实施例中，涡轮机模块壳29被安装在齿轮箱模块壳21的向前的面上。在特定实施例中，涡轮机模块壳29和齿轮箱模块壳21可拆卸地互连，例如通过使壳29、21的邻接凸缘被螺栓和/或夹持部或通过使用任何其它合适类型的紧固件（包括但不限于，限定已知为“快速接取断开”的连接类型的这样的接合构件或紧固件）互连。其它配置也是可能的。

[0038] 多个排气管30提供发动机核心12的出口（每个发动机12'的排气端口）和涡轮机部段18的入口之间的流体连通。核心模块22被安装在齿轮箱模块壳21的与涡轮机模块28相同的面上；在特定实施例中，涡轮机模块28到核心模块22的紧密联接通过将发动机核心12和涡轮机部段18之间的排气管30保持为尽可能短并且控制贯穿的流动区域，从而有助于增加（并且优选地最大化）排气气体能量回收。在使用期间排气管30变得非常热，并且因此实施合适的材料选择和冷却，以便确保其耐久性。

[0039] 如可在图1中看到的，涡轮机部段18可包括包含在涡轮机模块壳中的一个或多个涡轮机级。在特定实施例中，涡轮机部段18包括接收来自发动机核心12的排气的的第一级涡轮机26，以及接收来自第一级涡轮机26的排气的的第二级涡轮机27。第一级涡轮机26被配置为速度式涡轮机（velocity turbine），还已知为冲动式涡轮机（impulse turbine），并且回收核心排气气体的动能，同时产生至发动机核心12的排气的的最小的背压或者没有背压。第二级涡轮机27配置为压力式涡轮机（pressure turbine），还已知为反动式涡轮机（reaction turbine），并且完成来自排气气体的可用的机械能量的回收。每个涡轮机26、27可以是具有一个或多个转子的离心或轴向装置，所述一个或多个转子具有成周向阵列的径向、轴向或混合流动动叶。在另一实施例中，涡轮机部段18可包括单个涡轮机，配置为冲动式涡轮机或压力式涡轮机。

[0040] 纯冲动式涡轮机通过改变流的方向而不加速转子内侧的流来工作；流体被偏转而没有跨越转子动叶的明显的压力降。纯冲动式涡轮机的动叶被设计成使得在垂直于流动方向的横向平面中，动叶之间限定的面积在动叶的前缘处和在动叶的后缘处是相同的：涡轮机的流动面积是恒定的，并且动叶通常绕旋转盘的平面是对称的。纯冲动式涡轮机的做的功仅是由于通过涡轮机动叶的流的方向的改变。典型的纯冲动式涡轮机包括蒸汽和液压涡轮机。

[0041] 与此相反，反动式涡轮机加速转子内侧的流，但是需要跨越转子的静压力降以使得能够加速该流。反动式涡轮机的动叶被设计成使得在垂直于流动方向的横向平面中，动叶之间限定的面积在动叶的前缘处比在动叶的后缘处更大：涡轮机的流动面积沿流动方向减小，并且动叶通常绕旋转盘的平面不是对称的。纯反动式涡轮机的做的功的至少部分是由于通过涡轮机动叶的流的加速。

[0042] 大多数航空涡轮机不是“纯冲动式”或“纯反动式”，而是遵循这两个相反但是互补的原则的混合而操作——即，存在跨越动叶的压力降，涡轮机动叶的流动面积沿流动方向存在一些减小，并且涡轮机的旋转的速度是由于流的方向改变和加速二者。涡轮机的反动度（degree of reaction）可以使用基于温度的反动比（等式1）或基于压力的反动比（等式2）来确定，其对于相同的涡轮机通常在数值上是彼此接近的：

$$(1) \text{反动比}(T) = \frac{(t_{S3} - t_{S5})}{(t_{S0} - t_{S5})}$$

[0043]

$$(2) \text{反动比}(P) = \frac{(P_{S3} - P_{S5})}{(P_{S0} - P_{S5})}$$

[0044] 其中,T是温度且P是压力,s指静端口,并且数字指温度或压力的测量位置:0用于涡轮机静叶(静子)的入口,3用于涡轮机动叶(转子)的入口,并且5用于涡轮机动叶(转子)的出口;并且其中纯冲动式涡轮机可具有0(0%)的比值,并且纯反动式涡轮机可具有1(100%)的比值。

[0045] 在特定实施例中,第一级涡轮机26配置为利用离开发动机核心12的脉冲流(pulsating flow)的动能,同时使流稳定,并且第二级涡轮机27配置为从流中的剩余压力提取能量,同时使流膨胀。因此,第一级涡轮机26具有比第二级涡轮机27的反动比更小的反动比。

[0046] 在特定实施例中,第二级涡轮机27具有高于0.25的反动比;在另一特定实施例中,第二级涡轮机27具有高于0.3的反动比;在另一特定实施例中,第二级涡轮机27具有约0.5的反动比;在另一特定实施例中,第二级涡轮机27具有高于0.5的反动比。

[0047] 在特定实施例中,第一级涡轮机26具有最多0.2的反动比;在另一特定实施例中,第一级涡轮机26具有最多0.15的反动比;在另一特定实施例中,第一级涡轮机26具有最多0.1的反动比;在另一特定实施例中,第一级涡轮机26具有最多0.05的反动比。

[0048] 应理解,用于第二级涡轮机27的任何合适的反动比(包括但不限于,上述反动比中的任何一个)可以与用于第一级涡轮机26(包括但不限于,上述反动比中的任何一个)的任何合适的反动比组合,并且这些值可以对应于基于压力或基于温度的比值。其它值也是可能的。例如,在特定实施例中,所述两个涡轮机26、27可以具有相同或类似的反动比;在另一实施例中,第一级涡轮机26具有比第二级涡轮机27的反动比更高的反动比。涡轮机26、27二者可以配置为冲动式涡轮机,或者涡轮机26、27二者可以配置为压力式涡轮机。

[0049] 仍参考图1,在示出的实施例中,(多个)压缩机转子14',(多个)第一级涡轮机转子26'和(多个)第二级涡轮机转子27'被连接至(例如,刚性连接至、与其整体形成、附接至、或允许转子与轴以相同速度一起旋转的任何其它类型的连接)涡轮机轴19,所述涡轮机轴19延伸通过齿轮箱模块20,与发动机轴16平行并且从其径向偏移(即,不与其同轴)。

[0050] 如可在图1和4中看到的,(多个)压缩机转子14'和(多个)涡轮机转子26'、27'是悬臂的,即涡轮机轴19被旋转地支撑在(多个)压缩机转子14'的仅一个侧部上,并且被支撑在涡轮机转子26'、27'的仅一个侧部上。涡轮机轴19通过全部位于(多个)压缩机转子14'的相同侧部上、全部位于(多个)第一级涡轮机转子26'的相同侧部上、和全部位于(多个)第二级涡轮机转子27'的相同侧部上的多个轴承64(例如诸如油润滑滚柱轴承和油润滑球轴承的滚动元件轴承、轴颈轴承)来旋转地支撑。在示出的实施例中,轴承64位于(多个)压缩机转子14'和涡轮机转子26'、27'之间,并且被包含在齿轮箱模块壳21内,而没有设置在齿轮箱模块20外侧的额外的轴承。压缩机模块24和涡轮机模块28的旋转组件被动力学地设计为以悬臂方式旋转,具有在发动机的操作条件之外的临界偏转模式。因此,压缩机模块24和涡轮机模块28不包括轴承,并且因此不是轴承润滑剂循环系统66的部分,所述轴承润滑剂循环

系统66被包含在齿轮箱模块壳21内。这消除了设置在压缩机模块24和涡轮机模块28上设置外部的润滑剂(例如油)馈送或清扫线路的需要,其可有利于从复合发动机组件10的剩余部分移除压缩机模块24和涡轮机模块28。

[0051] 替代地,压缩机14和涡轮机部段18可以各自具有其本身专用的轴,例如用于最优的部件性能。在此情况下,压缩机轴还可以仅通过全部位于(多个)压缩机转子14'的相同侧部上(例如在齿轮箱模块壳21中)的轴承来支撑,使得(多个)压缩机转子14'以悬臂方式支撑。(多个)压缩机转子14'与涡轮机轴19和/或发动机轴16驱动接合,例如通过齿轮箱模块20的齿轮传动系将压缩机轴与涡轮机轴19和/或发动机轴16机械地链接。

[0052] 仍参考图1,齿轮箱模块20是组合齿轮箱模块20,包括复合齿轮传动系68和包含在齿轮箱模块壳21中的一个或更多附件齿轮传动系(accessory gear train)70两者。涡轮机轴19通过复合齿轮传动系68机械地链接到发动机轴16并与发动机轴16驱动接合,使得通过涡轮机部段18回收的机械能量与发动机轴16的机械能量复合。在特定实施例中,复合齿轮传动系68包括偏移齿轮。在特定实施例中,复合齿轮传动系68的元件配置为限定允许每个模块在其最优操作速度下操作的减速比。减速比可相应地取决于发动机尺寸和/或其它因素。在特定实施例中,减速比是近似5:1;其它值也是可能的。

[0053] 在特定实施例中,在相同的轴19上具有压缩机和涡轮机转子14'、26'、27'允许复合齿轮传动系68更轻,因为复合齿轮传动系被确定尺寸为仅传递涡轮机功率在驱动压缩机14之后剩余的部分。

[0054] 应理解,其它类型的齿轮传动系也是可能的,特别是,尽管不是专有的,对于模块之间的相对位置的其它配置。例如,在替代实施例中,涡轮机部段18和/或压缩机部段14可以被定位成使得其旋转部件与发动机轴16同轴旋转,并且行星齿轮系统可以提供发动机轴16和涡轮机部段18和/或压缩机部段14的轴之间的机械链接和驱动接合。其它配置也是可能的。

[0055] (多个)附件齿轮传动系70将一个或更多附件72与发动机轴16和/或涡轮机轴19连接(机械地链接)。附件72被安装在齿轮箱模块壳21的与压缩机模块24相同的面上,并且可包括但不限于以下部件中的一个或任意组合:启动器、燃料泵、油泵、冷却剂泵、飞行器液压泵、飞行器空调压缩机、发电机、交流发电机、永磁体交流发电机。在特定实施例中,附件齿轮传动系70包括偏移齿轮系统。其它配置也是可能的,包括但不限于,偏移和行星齿轮系统的组合。

[0056] 参考图3-4,涡轮机模块28接近核心模块22,以及位于热侧部(涡轮机模块28和核心模块22)和冷侧部(压缩机模块24和附件72)之间的齿轮箱模块20使得能够界定相对小的防火区域(fire zone),其在特定实施例中简化了飞行器机舱和灭火系统的设计,改善了对于复合发动机组件的剩余部分的防火安全性。在示出的实施例中,复合发动机组件10包括围绕齿轮箱模块壳21周向延伸并且从其径向向外延伸的周向防火墙63。防火墙63被定位成使得热区域或防火区域位于其一个侧部上,并且附件72和压缩机模块24位于其另一个侧部上。在特定实施例中,热区域包括涡轮机模块28、排气管30、以及核心模块22与排气管30相邻的表面,例如沿着包含排气管30的75度扇形(quadrant)。在示出的实施例中,涡轮机模块28和核心模块22位于防火墙63的一个侧部上,并且附件72和压缩机模块24位于另一个侧部上——即防火墙63的轴向位置在涡轮机模块28和核心模块22的轴向位置与附件72和压缩

机模块24的轴向位置之间。

[0057] 附加的防火墙被设置为将燃料系统13与热区域(包括热涡轮机模块28和涡轮机排气管30)隔离。在图3的实施例中,两个轴向防火墙65、67从周向防火墙63延伸;轴向防火墙65、67沿核心模块22轴向延伸,并且从其径向向外延伸。此两个轴向防火墙65、67彼此周向间隔开,使得燃料系统13位于其间;防火墙65中的一个可以被定位成位于或者围绕旋转发动机12'的顶死点位置。在示出的实施例中,轴向防火墙65、67分别被定位成位于或围绕12点钟位置(顶死点)和4点钟位置。附加的周向防火墙69与第一周向防火墙63轴向间隔开,并且在轴向防火墙65、67之间、周向地围绕核心模块22的部分、并且从核心模块22径向向外地延伸。燃料系统13因此被封装在由防火墙63、65、67、69限定的边界中,其将燃料系统13与涡轮机模块28、附件72和压缩机模块24分离。

[0058] 在特定实施例中,防火墙63、65、67、69径向向外延伸至机舱轮廓的位置,使得机舱与由防火墙63、65、67、69限定的边界配合,以便与附件72、压缩机模块24和涡轮机模块28分离地封装燃料系统13,并且与第一周向防火墙63配合,以便与附件72和压缩机模块24分离地封装涡轮机模块28和核心模块22。在另一实施例中,定位在机舱轮廓的径向内部的附加防火墙可以被设置成与防火墙63、65、67、69配合,以便形成包含燃料系统13的封装件,并且所述封装件独立于机舱地包含涡轮机模块28和核心模块22,以便提供与可由机舱限定的封装件相比更小的封装件。

[0059] 在特定实施例中,涡轮机模块28中不包括电元件或附件,其减小或消除在燃料泄漏的情况下涡轮机模块28中着火的风险。除了与核心模块22相关的传感器和电元件之外的传感器和电元件全部位于齿轮箱模块20的冷侧部上(在该处温度不足够高以便点着火),并且通过防火墙63与热区域分离;燃料系统13通过防火墙65、67、69进一步与包括涡轮机模块28和排气管30的热区域的剩余部分分离,以便进一步最小化着火的风险。

[0060] 应理解,在图3中,为了清楚的目的,防火墙63、65、67、69已被示意性地例示为透明的,以避免阻碍发动机10的其它部件的视图,但是这样的例示不暗示防火墙63、65、67、69需要由透明材料制成。防火墙63、65、67、69由按照当前的认证需求足够抵抗高温的任何材料制成。在特定实施例中,防火墙63、65、67、69由能够抵抗2000°F的温度持续5分钟的材料制成。合适的材料的示例是钢,但是可以使用其它合适的材料。

[0061] 参考图5,复合发动机组件10是回流组件。复合发动机组件10包括入口导管74,具有与在组件10外侧的或者围绕组件10的环境空气(例如在接收组件的机舱外侧的环境空气)连通的入口76。入口导管74在其下游端部包括惯性颗粒分离器78。在惯性颗粒分离器78的紧挨(immediately)下游,入口导管与第一管路80和第二管路82连通,第一管路80与压缩机14连通,第二管路82限定与在组件10外侧的或围绕组件10的环境空气连通的入口旁路导管,例如通过与复合发动机组件10的排气导管84(见图6)连通。第一管路80相对于入口导管74限定如下急弯(例如,通过近似垂直于其延伸),其以充分的角度从入口导管74延伸,使得较重的颗粒(例如冰、沙子)继续到成向下角度的第二管路82,而空气沿着第一管路80的急弯。入口导管74的限定惯性颗粒分离器78的部段以及第一和第二管路80、82被确定尺寸为实现适当的空气速度以确保颗粒的分离。

[0062] 仍然参考图5,在发动机操作期间,环境空气在组件10的一个端部上通过入口导管74的入口76穿入复合发动机组件10,并且跨越组件10的长度沿第一方向循环通过入口导管

74。空气在已经经过惯性颗粒分离器78、转入管路80中并且循环通过过滤器86后到达压缩机14。入口导叶88调制进入压缩机14中的流。空气通过压缩机14增加压力并且被引导至发动机核心12；尽管未示出，压缩机14和发动机核心12之间的空气流可以部分或者整体地循环通过中间冷却器。发动机核心12进一步压缩空气。燃料被喷射到发动机核心12中并燃烧，并且在发动机核心12的膨胀循环期间功被提取。来自发动机核心12的排气被循环至涡轮机部段18。功进一步被涡轮机（例如冲动式涡轮机，然后压力式涡轮机）提取以驱动压缩机14，并且剩余的有用功经由齿轮箱模块20被传递至发动机轴16。从压缩机14到涡轮机部段18的空气/气体循环沿着与入口导管74内的空气循环的方向大致相反的方向完成，使得排气气体在组件10的与入口导管74的入口76相同的端部附近离开涡轮机部段18。

[0063] 在示出的实施例中，涡轮机排气流的部分被用于组件10的入口76的防冰/除冰。涡轮机排气与第一排气管路90和第二排气管路91连通，所述第一排气管路90与排气导管84连通，所述第二排气管路91与位于入口76的唇部中的一个或多个管路92连通，所述一个或多个管路92随后还（例如直接地）通过排气导管84连通或者通过第二管路（入口旁路导管）82连通，来与在组件10外侧的或围绕组件10的环境空气连通。阀94可以设置在第二排气管路91的进口处，以便调节在（多个）唇部管路92中循环的排气空气流和/或当不需要除冰时关闭所述流。

[0064] 附加地或替代地，防冰可以通过来自组件10的换热器（冷却器）96（见图6）的热冷却剂实现，例如通过使离开发动机核心12的热冷却剂流的部分在被循环至相关联的换热器96之前循环通过布置在入口76的唇部中的螺旋管98。

[0065] 仍然参考图5，可以看到，涡轮机轴19平行于发动机轴16并且从其径向偏移（即，不与其同轴），并且轴16、19二者从入口导管74径向偏移（即，不与其同轴）。在示出的实施例中，轴16、19从入口导管74的至少部分或者从整个入口导管74的纵向中心轴线100径向偏移。入口导管74内的空气流沿着对应于或大体对应于中心轴线100的方向发生。应理解，中心轴线100可以是直线（直导管）或曲线（弯曲导管，例如单个曲线、S形）。在特定实施例中，中心轴线100平行于轴16、19。其它配置也是可能的，包括但不限于，中心轴线100相对于轴16、19以非零的角度延伸。在入口导管74具有弯曲形状（例如）的实施例中，假想线可以被限定为更接近地对应于入口导管74的弯曲中心轴线的直线；该假想线可以平行于轴16、19或者相对于其以非零的角度延伸。

[0066] 图6示出了涡轮机轴19、组件入口76和入口导管74、用于冷却循环通过复合发动机组件10的油或其它润滑剂的润滑剂（例如油）换热器102（例如，以便润滑轴16、19的轴承和发动机核心12的（多个）转子）、以及用于冷却循环通过发动机核心12的壳体的冷却剂的冷却剂（例如水）换热器96的相对角度位置的示例。在特定实施例中，复合发动机组件10的布局适合用于具有最小飞行器阻力的紧凑流线机舱。

[0067] 涡轮机轴19和入口导管74相对于发动机轴16的径向偏移允许压缩机和涡轮机模块24、28、入口导管74、和换热器96、102围绕发动机轴16可成时钟布置（clockable），即以围绕发动机轴16的各种角度位置布置，以适合具体的飞行器机舱设计。例如，图6的配置可以通过将压缩机和涡轮机模块24、28放置为更靠近机舱排气部来修改，例如更多地朝向组件10的底部，以便减小或最小化排气导管84和/或连接至排气导管84的排气管路90、91的长度。组件入口76和入口导管74围绕发动机轴16的角度位置也可以被改变，以适合具体的飞

行器机舱设计。冷却剂和润滑剂换热器96、102可以例如位于核心模块22的侧部上、核心模块22的顶部处、或核心模块22之后,如适合用于与复合发动机组件10相关联的特定飞行器 and/或以便提供对换热器96、102和其它部件的增加的可接取性,以便于维护、维修和/或更换。附件72可以全部位于相同的角度位置,并且根据需要相对于接收复合发动机组件10的可获得的空间而绕核心模块22成时钟布置。在特定实施例中,将全部附件72定位在相同的角度位置允许全部附件72通过单个隔间接取面板可接取。

[0068] 重新参考图4,在特定实施例中,复合发动机组件10通过包括支柱106的安装笼部104安装至飞行器,所述支柱106连接至被附接至齿轮箱模块20的壳21的两个相对的侧部安装部105,并且底部安装部105'也附接至壳21。在示出的实施例中,安装笼部104将发动机组件10连接至两个上飞行器安装点108和两个下飞行器安装点108'(例如设置在飞行器的隔板(bulkhead)上)。在每个侧部上,安装笼部104包括连接至相应侧部安装部105的第一和第二支柱106,以及连接至底部安装部105'的第三支柱106'';支柱106、106'和106''通过隔离部103连接至安装部105、105',所述隔离部103可包括例如合适的弹性材料。从相同的侧部安装部105延伸的第一和第二支柱106、106'相对于彼此成角度,从而随着距侧部安装部105的距离增加而更加延伸远离彼此。第一支柱106配置为连接至相应的上飞行器安装点108,而第二和第三支柱106'、106''配置为连接至相应的下飞行器安装点108'。弓形支撑部107在发动机10下延伸,并且连接至齿轮箱模块20的壳21,并且安装部105、105'通过与弓形支撑部107的连接附接至壳21。支柱106、106'、106''被定位成使得避免穿越排气管30。在特定实施例中,这样的配置避免使任何热气体从核心发动机排气管30泄漏进入涡轮机模块28中、冲击在安装结构(包括隔离部103、紧固件等)上,并且因此避免危害安装结构完整性,其可由冲击到安装结构上的这样的泄漏导致。

[0069] 在示出的实施例中,安装笼部104和安装部105、105'位于防火区域(涡轮机模块28/核心模块22)之外。包括支柱106、106'、106''的安装笼部104以及安装部105、105'位于齿轮箱模块壳21的“冷侧部”上,并且通过防火墙63与涡轮机模块28、核心模块22和排气管30分离。安装笼部104因此被完全包含在从组件的冷端部处的第一位置轴向延伸至齿轮箱模块壳21上的第二位置的轴向空间内,其中涡轮机模块28、核心模块22和排气管30位于此轴向空间外侧。因此,支柱106、106'、106''不被涡轮机模块28、排气管30和核心模块22的热温度挑战,这可帮助改善安装笼部104及其与发动机10的连接的结构完整性。

[0070] 参考图7-9和图10A-10B,示出了根据替代实施例的复合发动机组件210,其中与复合发动机组件10的相应元件相同或相似的元件通过相同的附图标记识别,并且将不在本文中进一步描述。如图7-8中所示,复合发动机组件210配置为回流单轴发动机并且包括五个(5)主模块:核心模块22、齿轮箱模块20、冷部段/压缩机模块24、热部段/涡轮机模块28、以及减速齿轮箱模块220。在复合发动机组件210中,由核心模块22的发动机轴16驱动的可旋转负载是螺旋桨208。发动机轴16通过减速齿轮箱模块220接合至螺旋桨208。核心模块12被描绘为包括三个(3)旋转发动机12',但是应理解,可以使用任何其它合适数量的旋转发动机或其它类型的内燃发动机。

[0071] 在示出的实施例中,减速齿轮箱模块220包括行星齿轮箱系统;其它配置也是可能的,包括但不限于,偏移齿轮箱和双分支偏移齿轮传动系。尽管未示出,附加的附件可以被机械地链接至并且驱动地接合至减速齿轮箱模块。

[0072] 参考图9,在使用中,环境空气通过入口导管74的入口76穿入复合发动机组件210,循环通过入口导管74,通过惯性颗粒分离器78,改变方向以循环跨越过滤器86、入口导叶88、压缩机14、可选的中间冷却器217(见图10)、以及发动机核心12。来自发动机核心12的排气被循环至涡轮机部段18(其可包括如前所述的两个涡轮机级),其中功被进一步提取以驱动压缩机。剩余的有用功经由齿轮箱模块20被传递至发动机轴16。可以看到,涡轮机排气流的部分可以被循环至唇部管路92,用于入口76的唇部的防冰,如以上所描述的。

[0073] 防火墙63从齿轮箱模块壳21在防火区域(涡轮机模块28/核心模块22)和附件72和压缩机模块24之间延伸,如以上所描述的。

[0074] 复合发动机组件210还包括平行于发动机轴16并且从其径向偏移(即,不与其同轴)的涡轮机轴19,其中两个轴均从沿着入口导管74的部分或全部的长度延伸的中心轴线100径向偏移(即,不与其同轴)。中心轴线100可以平行于轴16、19,可以是相对于轴16、19以非零的角度延伸的直线或者可以是弯曲的(例如,单个曲线、S形)。在入口导管74具有弯曲形状的实施例中,假想线可以被限定为更接近地对应于入口导管74的弯曲中心轴线的直线;该假想线可以平行于轴16、19或者相对于其以非零的角度延伸。涡轮机轴19和入口导管74相对于发动机轴16的径向偏移允许压缩机和涡轮机模块24、28、入口导管74、和换热器96、102围绕发动机轴16可成时钟布置,即以围绕发动机轴16的各种角度位置布置,以适合具体的飞行器机舱设计,如以上所描述的。

[0075] 参考图10A,复合发动机组件210还包括安装笼部204,所述安装笼部204包括成角度的支柱206、206',其连接至通过弓形支撑部107附接至齿轮箱模块20的壳21的两个相对的侧部安装部105,以及成角度的支柱206'',其连接至通过附加的弓形支撑部207也附接至发动机组件210的底部安装部105',所述附加的弓形支撑部207与第一弓形支撑部107轴向间隔开,例如配置为支撑减速齿轮箱模块220。在此实施例中,安装笼部204在每个侧部上包括连接至相应侧部安装部105的第一和第二支柱206、206',以及连接至底部安装部105'的第三支柱206''。从相同的侧部安装部105延伸的第一和第二支柱206、206'相对于彼此成角度,从而随着距侧部安装部105的距离增加而更加延伸远离彼此。第一支柱206配置为连接至相应的上飞行器安装点108,而第二和第三支柱206'、206''配置为连接至相应的下飞行器安装点108'。连杆209设置在每个侧部上以便互连所述两个弓形支撑部107、207。

[0076] 如以上所描述的,在特定实施例中,安装笼部204和安装部105通过防火墙63与涡轮机模块28、核心模块22和排气管30分离。另外,由于在此实施例中,第三支柱206''和连杆209延伸至防火墙63的热区域(例如涡轮机模块28、排气管30和核心模块22与排气管30相邻的部分)被定位在其处的侧部,所以在安装笼部204的元件(支柱206''和连杆209)和排气管30之间,即在安装笼部204的元件和热区域之间,一防火墙横向于所述防火墙63延伸。取决于其位置,此防火墙可以是前述防火墙65、67中的一个,或者是附加的防火墙165(如所示)。

[0077] 在示出的实施例中,安装笼部204和安装部105、105'位于热区域之外。包括支柱206、206'、206''的安装笼部204以及安装部105、105'通过防火墙63和165与涡轮机模块28、排气管30和核心模块22与排气管30相邻的部分分离。因此,支柱206、206'、206''不被涡轮机模块28、排气管30和核心模块22的热温度挑战,这可帮助改善安装笼部204及其与发动机组件210的连接的结构完整性。

[0078] 应理解,发动机组件201的安装笼部的配置可以与示出的不同;例如,图4的安装笼

部104可以与发动机组件210一起使用。类似地,图10A的安装笼部204可以与发动机组件10一起使用。其它配置也是可能的。例如,安装笼部104、204可以包括附加的支柱。

[0079] 参考图11-12,示出了根据替代实施例的复合发动机组件310,其中与复合发动机组件10、210的相应元件相同或相似的元件通过相同的附图标记识别,并且将不在本文中进一步描述。复合发动机组件310配置为回流单轴发动机并且包括四个(4)主模块:核心模块22、冷部段/压缩机模块24、热部段/涡轮机模块28、以及包括第一和第二子模块或部分320、320'的齿轮箱模块,所述第一和第二子模块或部分320、320'配合以便一起限定类似于前述齿轮箱模块20的模块。尽管未示出,复合发动机组件310可以配置为具有减速齿轮箱模块的涡轮螺旋桨发动机(turboprop engine)。

[0080] 在特定实施例中,复合发动机组件310除了其齿轮箱模块320、320'以外,被配置为与前述复合发动机组件10或者复合发动机组件210相似或相同;因此应理解,如前所述的组件10、210的任何元件或元件的组合可以被用于组件310中。

[0081] 齿轮箱模块的第一部分320包括包含(例如封装)复合齿轮传动系(这里示出为小齿轮(pinion gear))的第一部分368的壳321,并且齿轮箱模块的第二部分320'包括包含复合齿轮传动系的互补部分368'的壳321'。所述两个齿轮箱模块壳321、321'可拆卸地互连;在示出的实施例中,壳321、321'包括互补的凸缘323、323',其被螺栓连接在一起,在其间具有设置间隔部331。然而,可以使用任何其它合适类型的连接,包括但不限于上述那些连接。

[0082] 涡轮机轴19延伸通过齿轮箱模块的第二部分320',压缩机模块24和涡轮机模块28的转子连接至(例如刚性连接至、与其整体形成、附接至、或者允许转子与轴以相同的速度一起旋转的任何其它类型的连接)所述涡轮机轴19。复合齿轮传动系的部分368、368'配合以便将涡轮机轴19机械地链接或驱动地接合至发动机轴16。涡轮机模块28和压缩机模块24的转子是悬臂的,并且支撑涡轮机轴19的轴承64被包含在齿轮箱模块的第二部分320'的壳321'内,而不需要设置在齿轮箱模块外侧的附加的轴承。替代地,涡轮机模块28和压缩机模块24可以各自具有其自己专用的轴。压缩机模块24和涡轮机模块28不包括轴承,并且因此不是轴承润滑剂循环系统的部分,所述轴承润滑剂循环系统被包含在第二齿轮箱模块壳321'内。

[0083] 压缩机模块壳25位于齿轮箱模块壳321、321'外侧,并且被安装在第二齿轮箱模块壳321'的面上(例如,通过任何合适类型的连接(包括但不限于上述那些连接)可拆卸地互连)。涡轮机模块壳29也位于齿轮箱模块壳321、321'外侧,并且被安装在第二齿轮箱模块壳321'的与接收压缩机模块壳25的面相对的面上(例如,通过任何合适类型的连接(包括但不限于上述那些连接)可拆卸地互连)。

[0084] 齿轮箱模块的第一部分320包括包含在第一齿轮箱模块壳321中的一个或多个附件齿轮传动系(未示出)。附件(未示出)在齿轮箱模块320、320'的与压缩机模块25相同的侧部上被接合地安装在第一齿轮箱模块壳321的面上。

[0085] 分离的齿轮箱模块壳321、321'可允许涡轮机模块28、压缩机模块24和齿轮箱模块的第二部分320'与发动机310的剩余部分分离,同时保持彼此互连,以便限定“涡轮机械模块”,其可以与发动机310的剩余部分独立地被更换或保养。

[0086] 在特定实施例中,分离的齿轮箱模块壳321、321'允许与涡轮机模块28相邻的第二壳321'由比第一壳321的材料更耐热的材料制成,与完全由第一壳321的材料制成的单个齿

轮箱模块壳相反,其可有助于最小化冷却需求和/或热保护需求。在特定实施例中,第一壳321由铝制成,并且第二壳321'由钢制成。

[0087] 尽管未示出,发动机310包括安装部,用于与安装结构接合,诸如如前所述的安装笼部104、204。在特定实施例中,安装部被连接至第一齿轮箱模块壳321。

[0088] 尽管复合发动机组件10、210、310的示例已被示出为涡轮轴和涡轮螺旋桨发动机组件,应理解,复合发动机组件可以被设计用于其它用途,包括但不限于用作辅助功率单元。

[0089] 上述描述意在仅是示例性的,并且本领域技术人员将认识到,在不偏离公开的发明的范围的情况下,可以对描述的实施例做出改变。通过回顾本公开,落入本发明的范围内的修改对于本领域技术人员来说将是显而易见的,并且这样的修改旨在落入所附权利要求内。

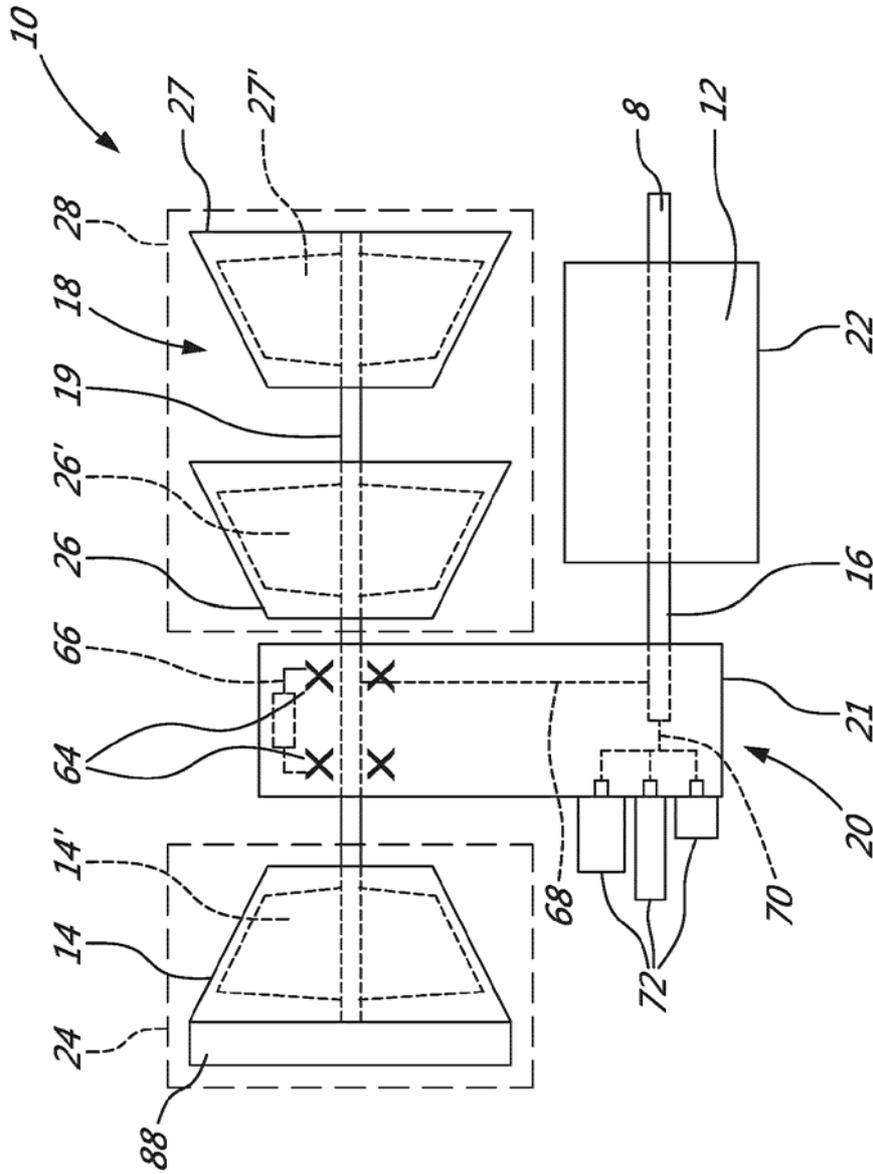


图 1

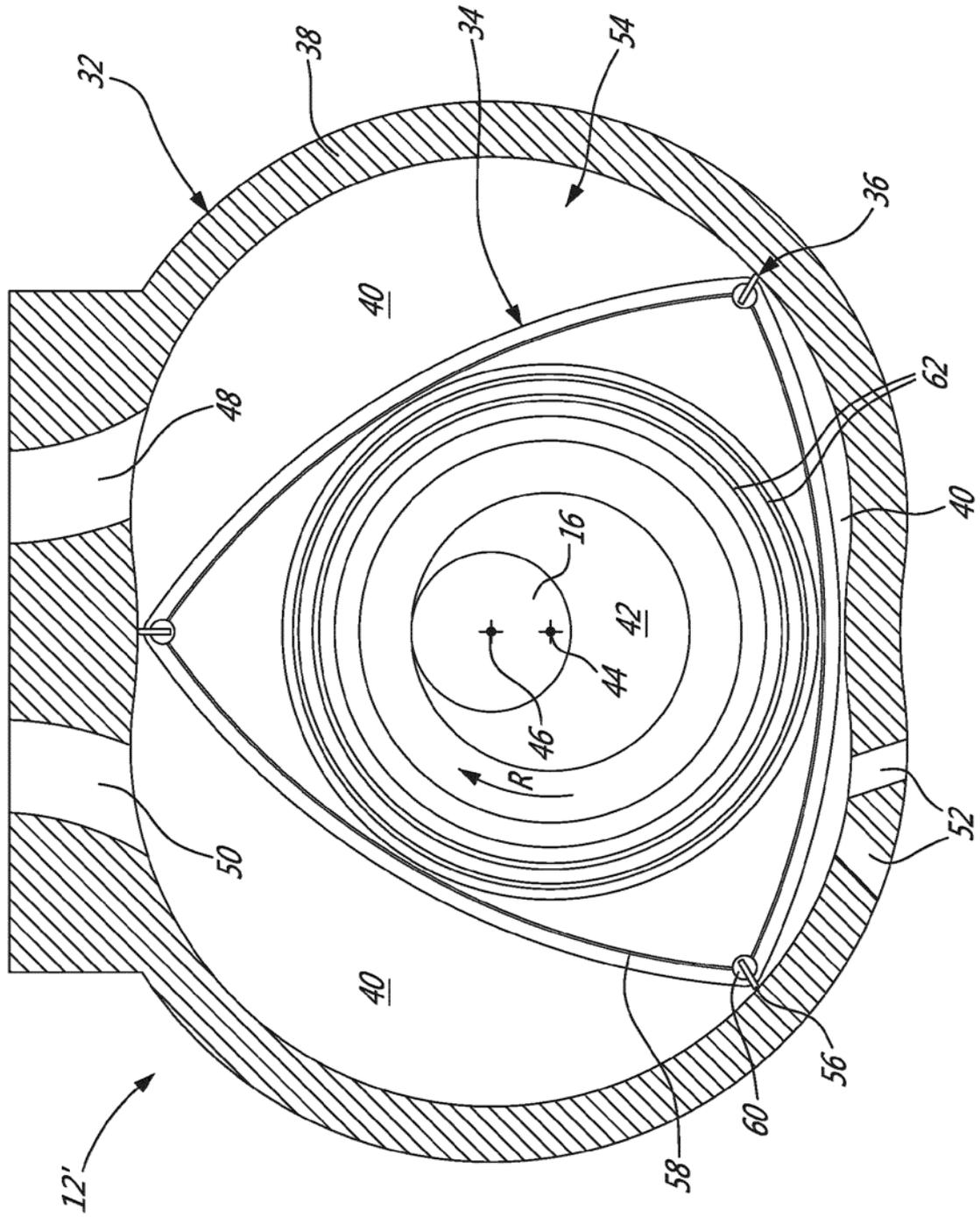


图 2

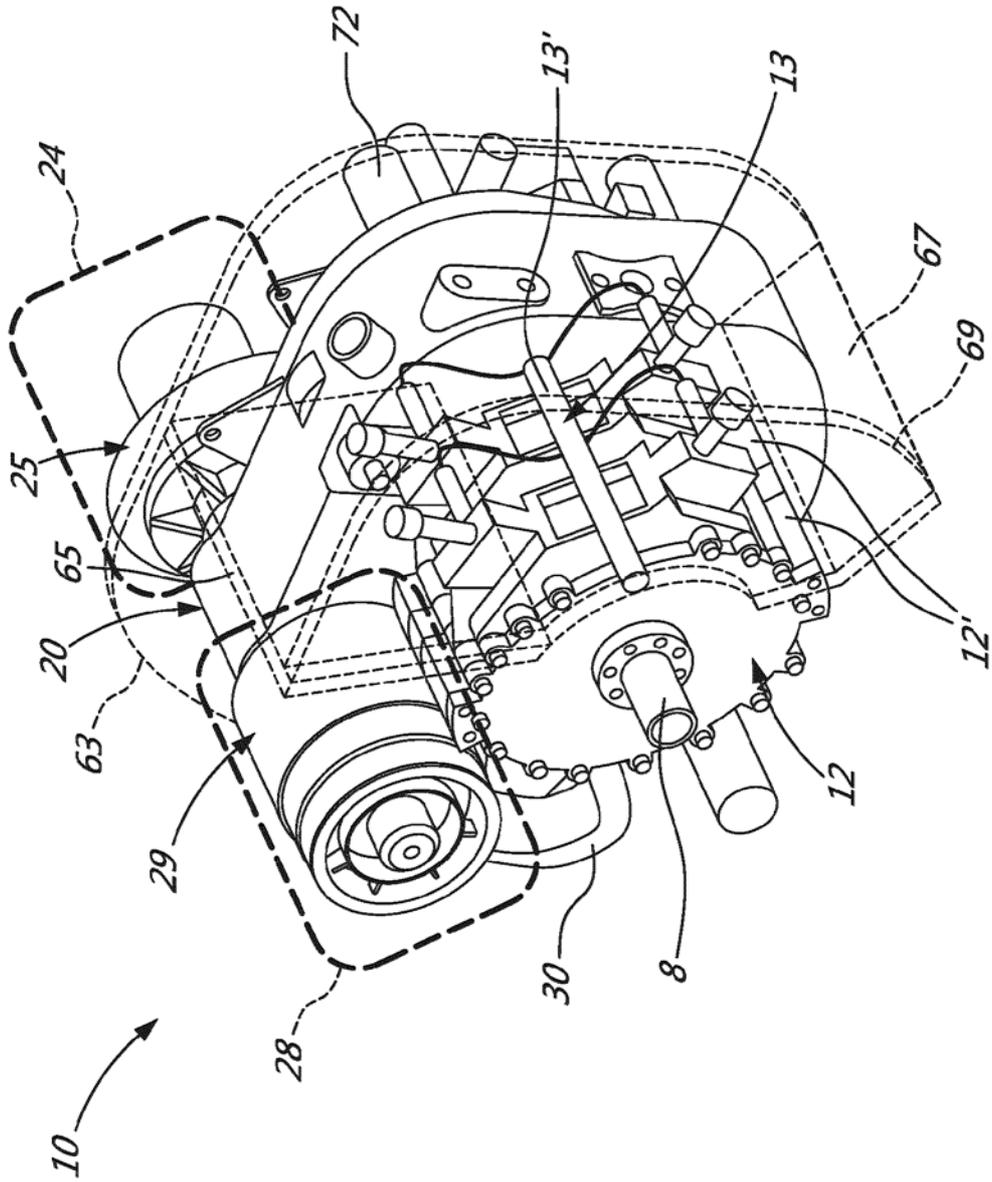


图 3

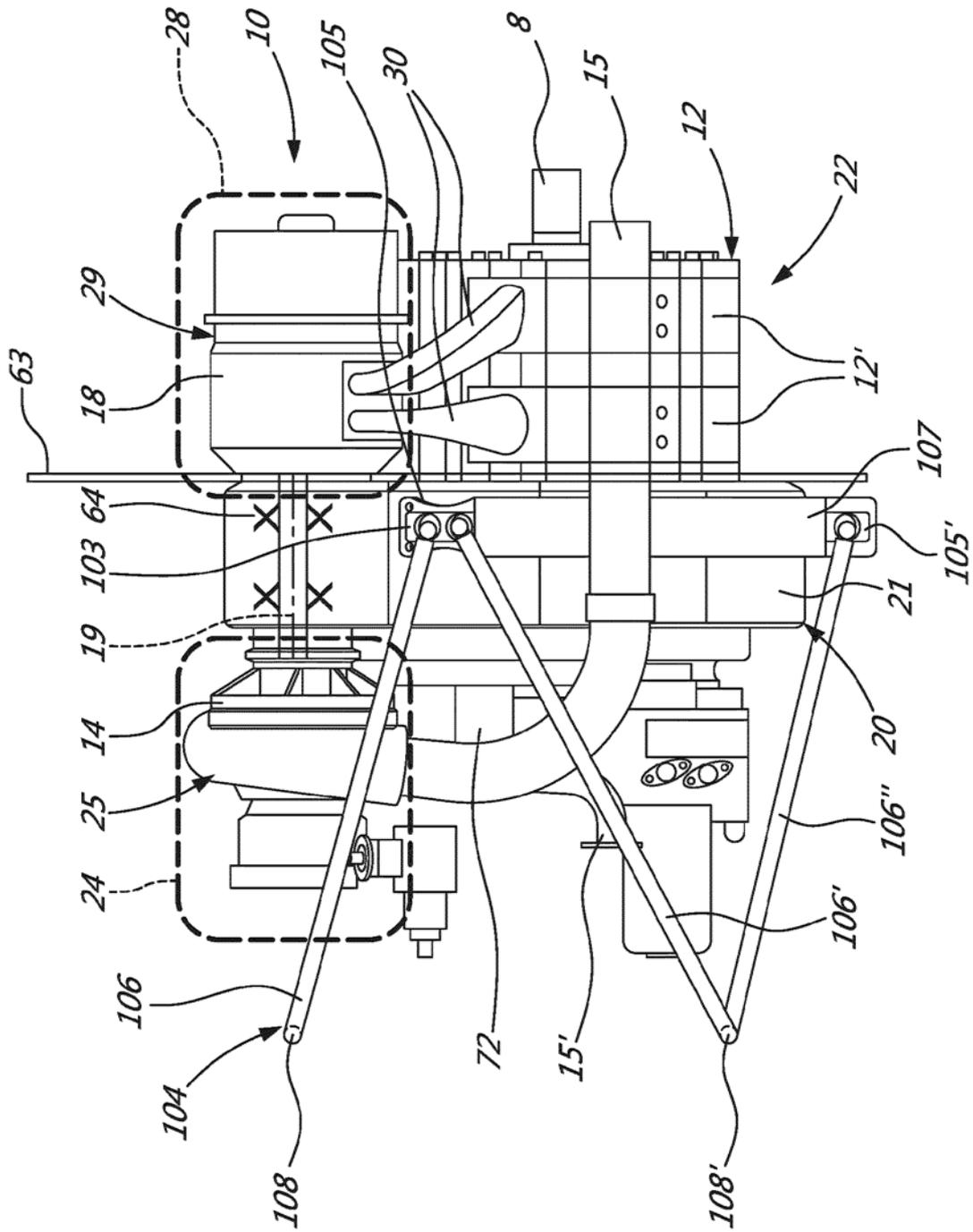


图 4

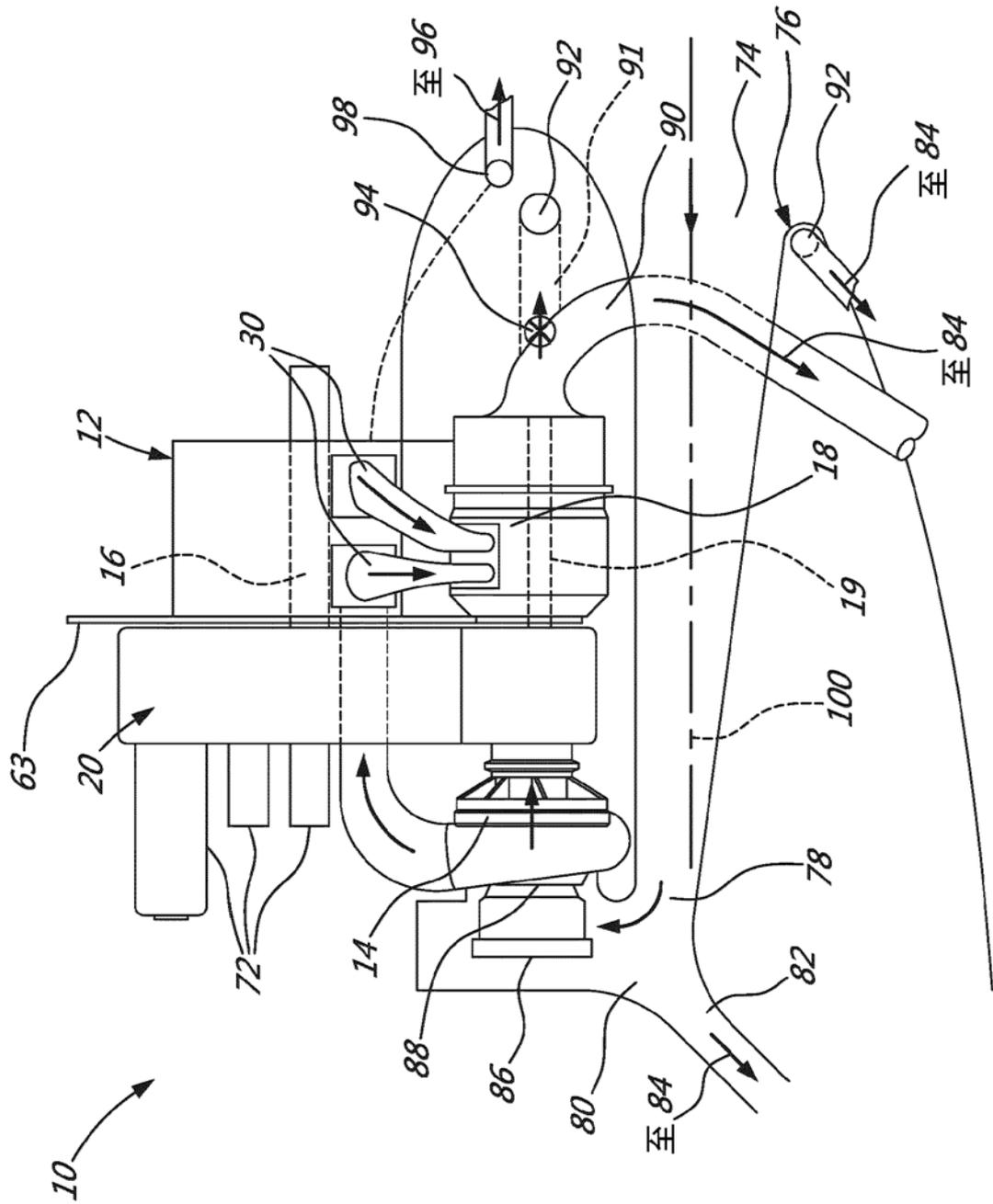


图 5

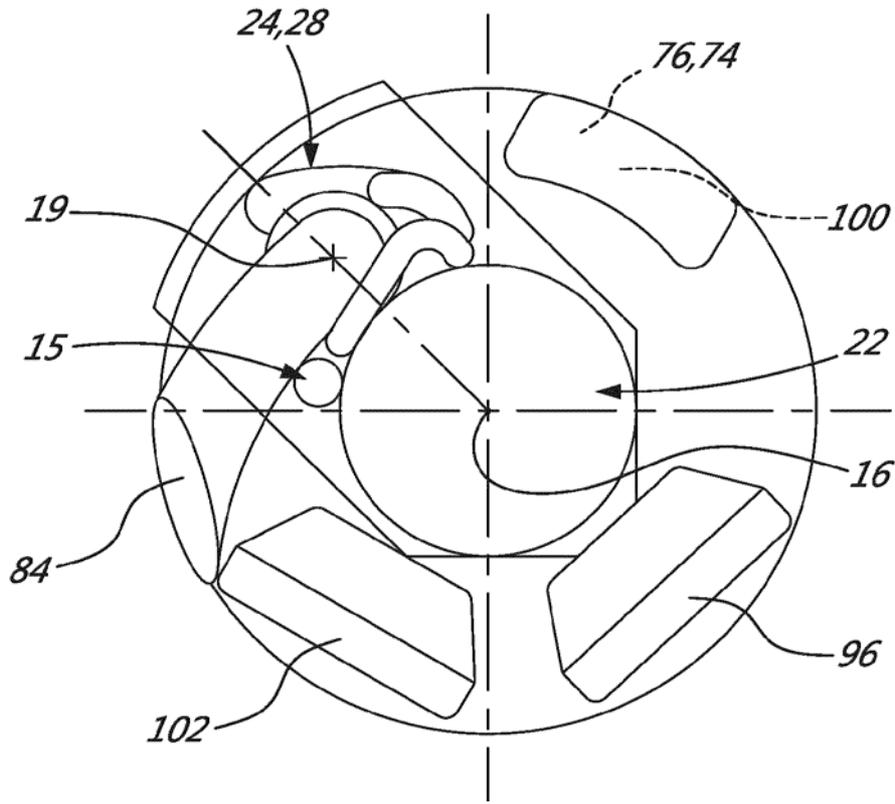


图 6

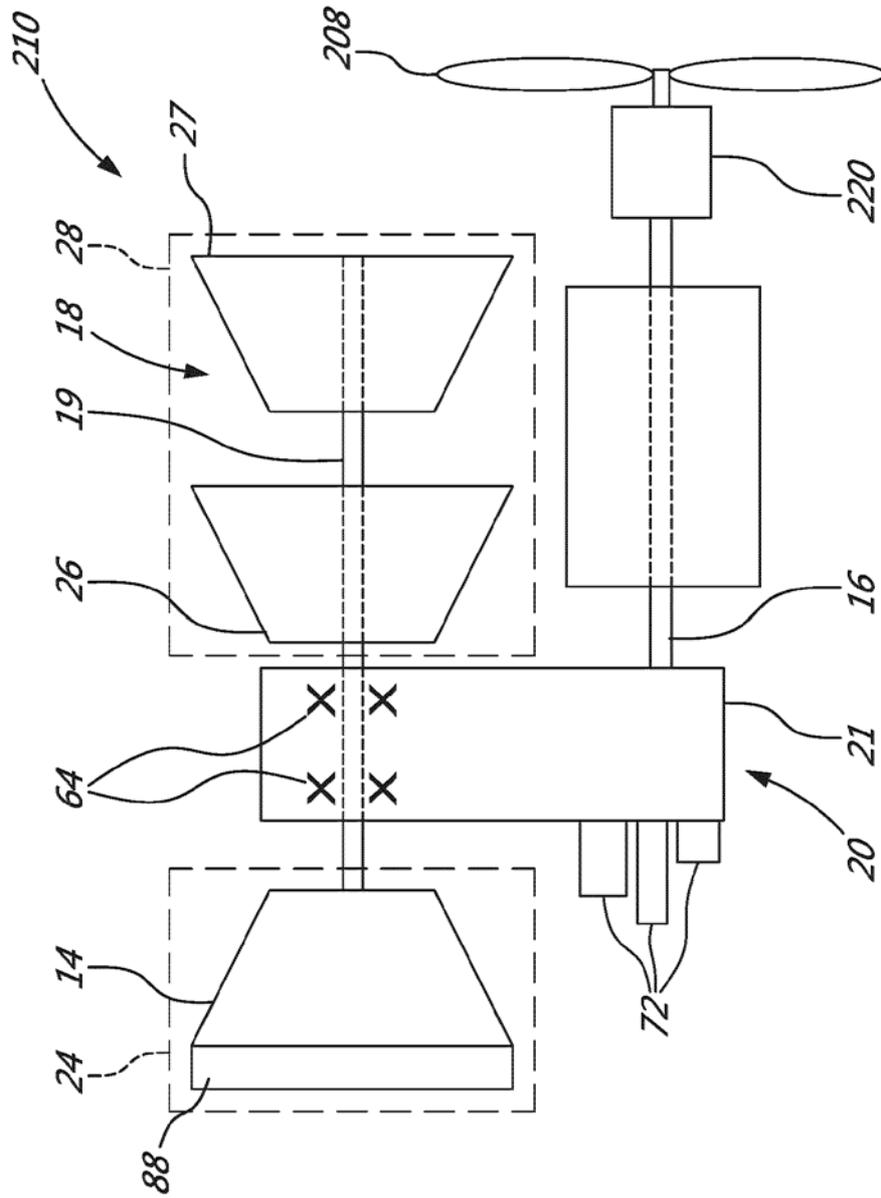


图 7

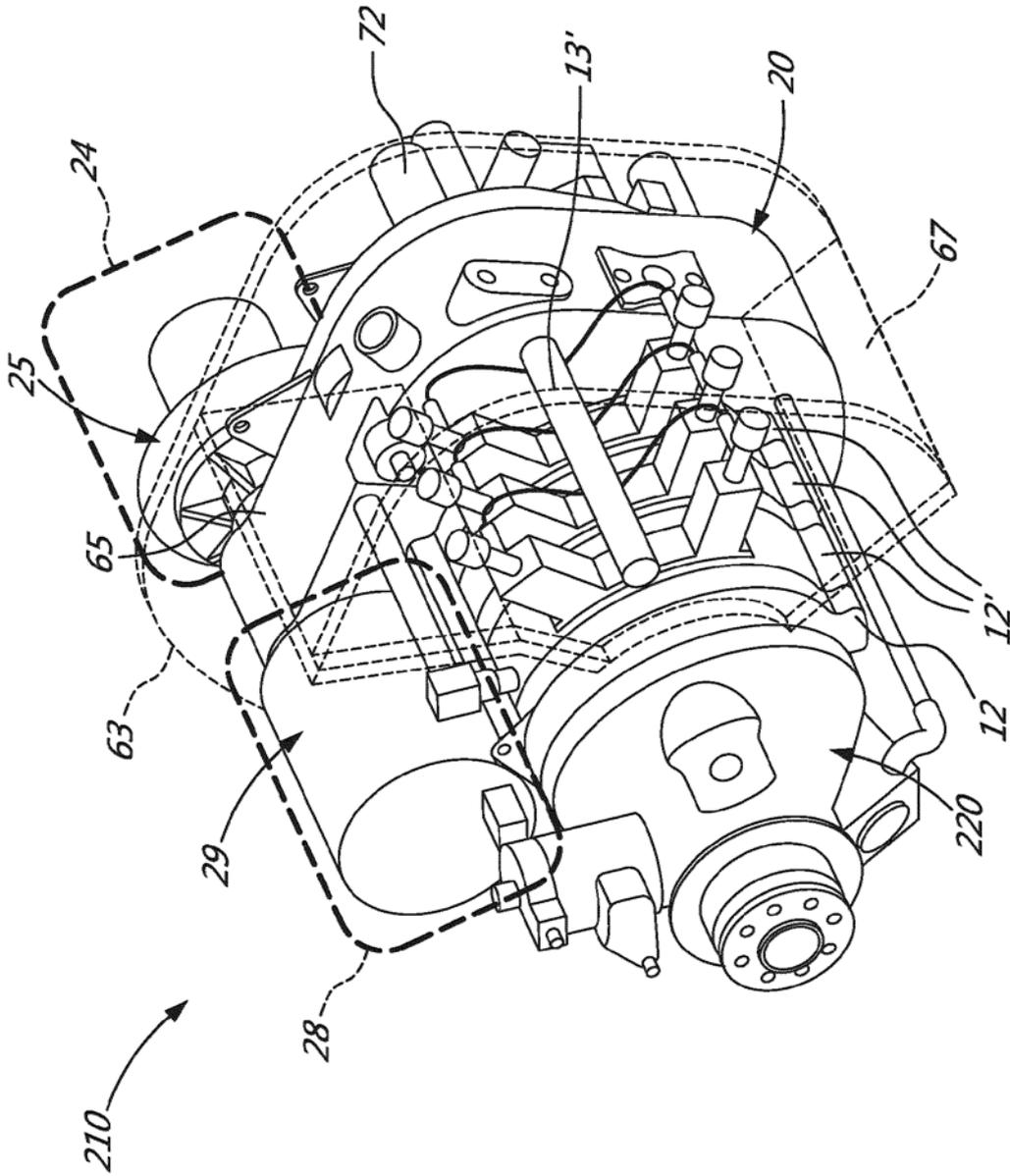


图 8

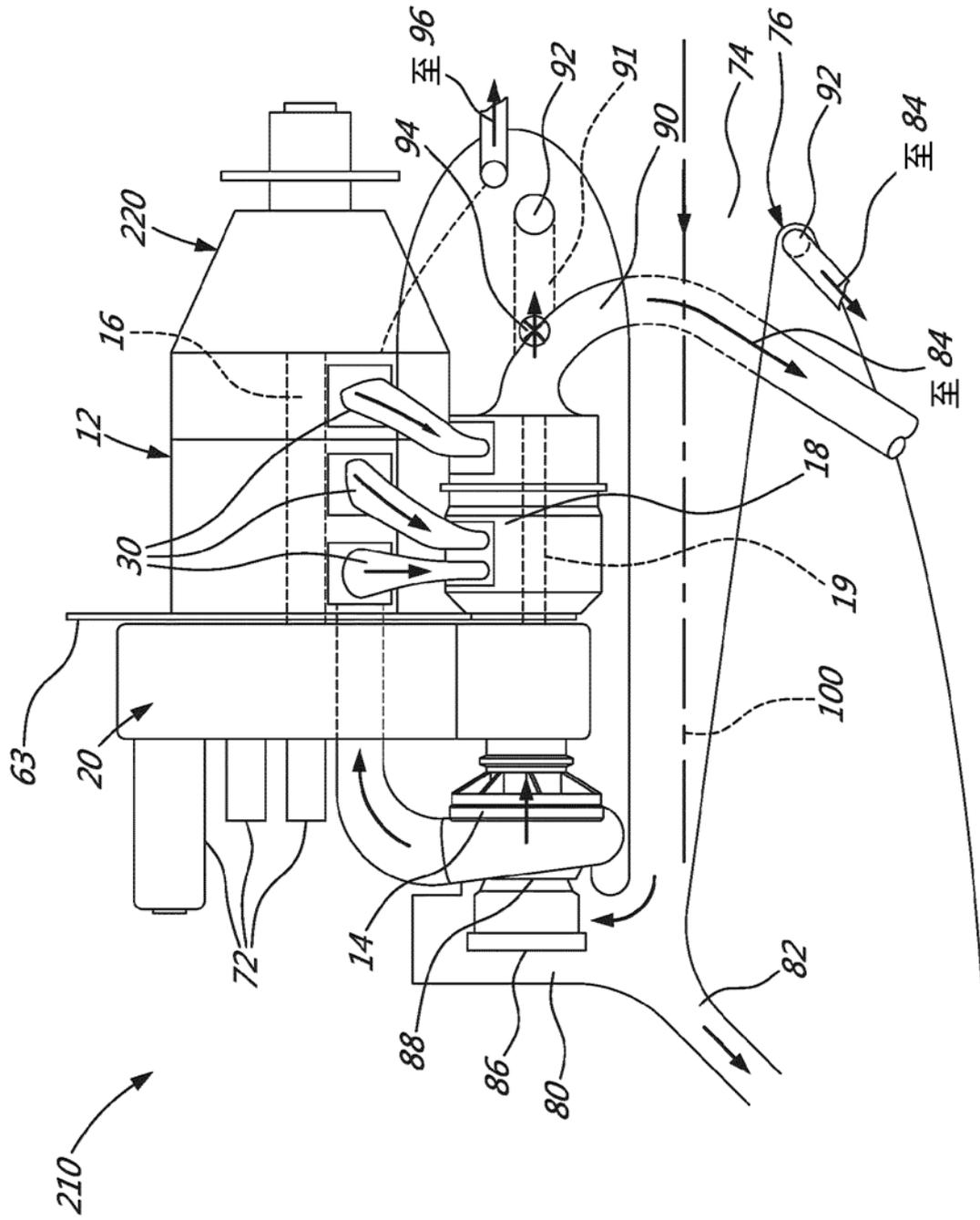


图 9

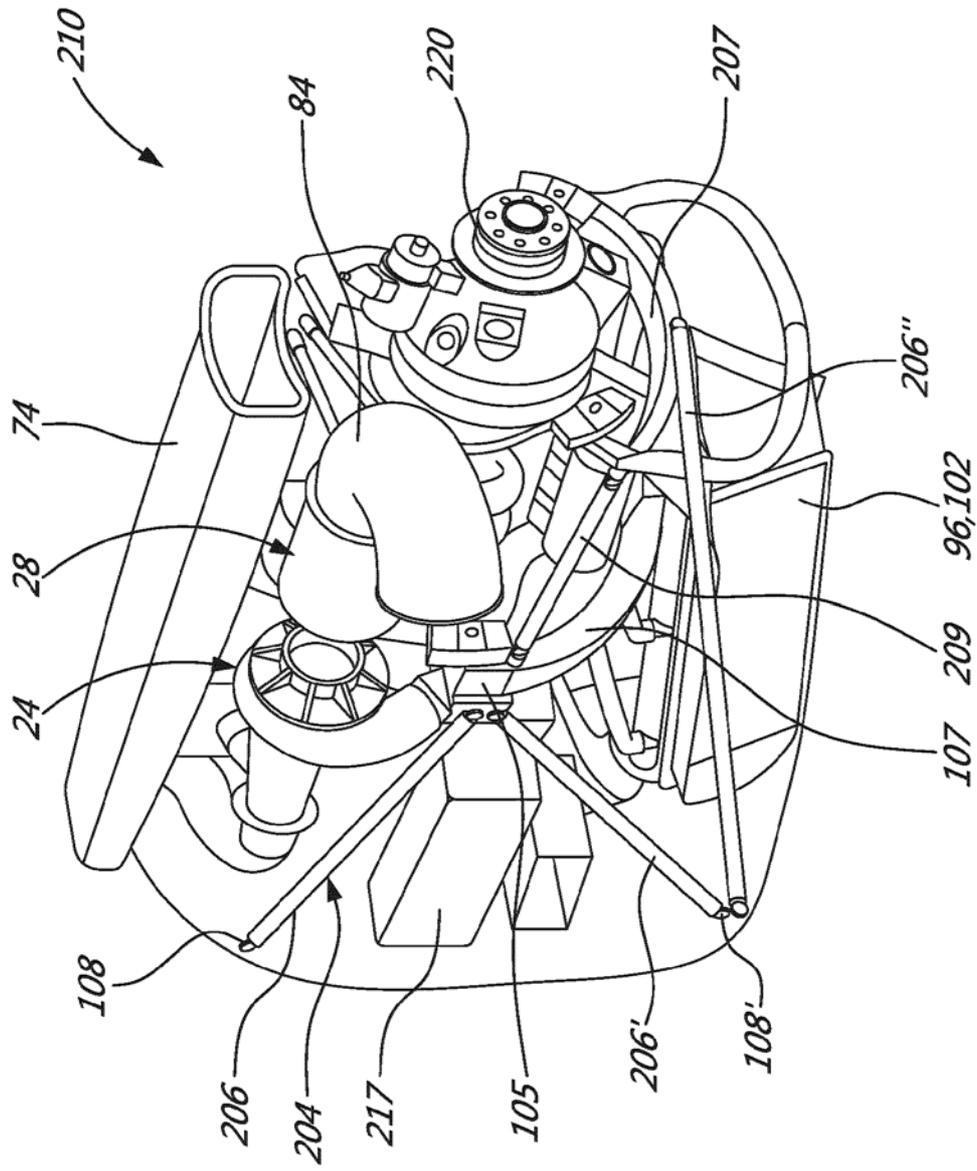


图 10A

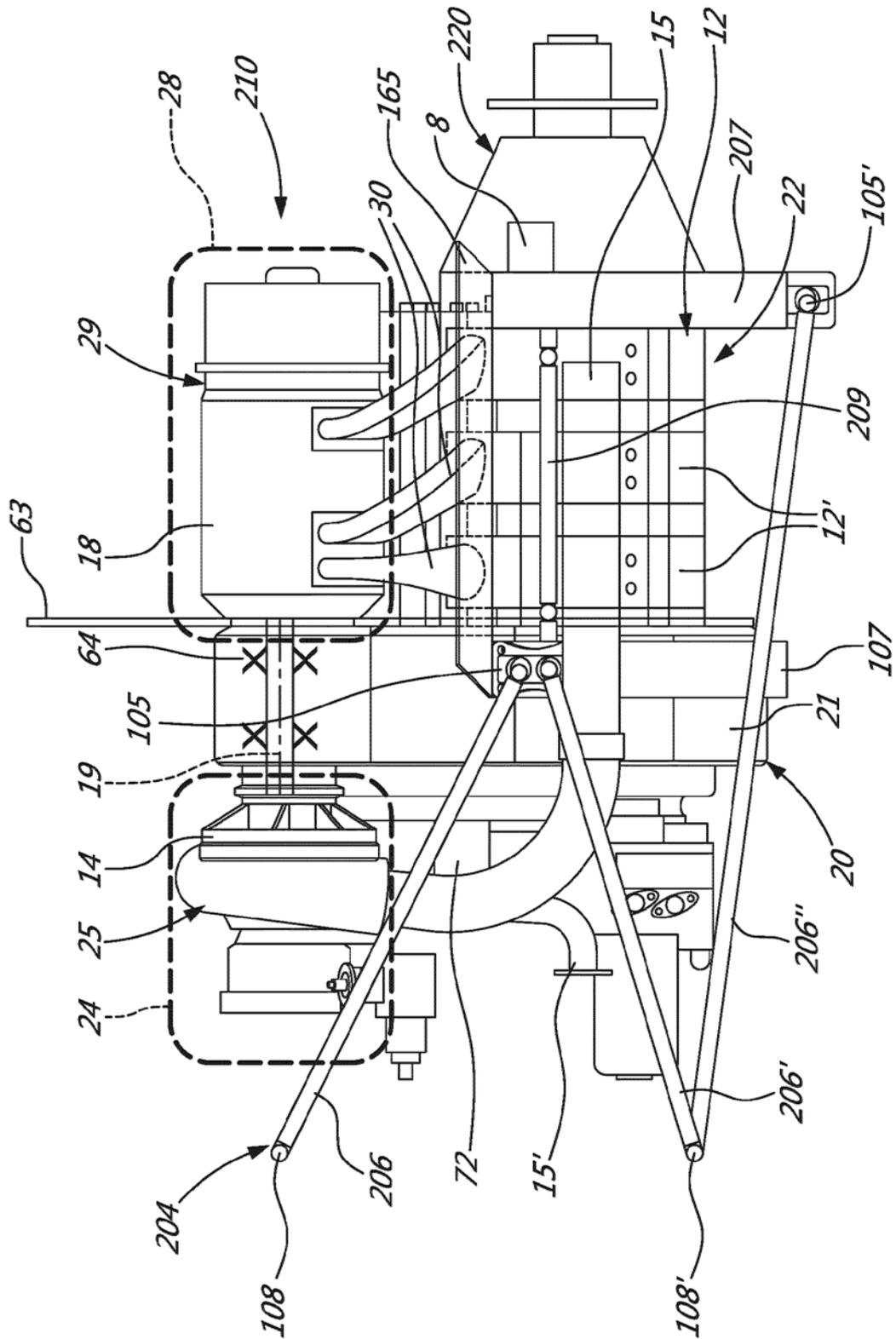


图 10B

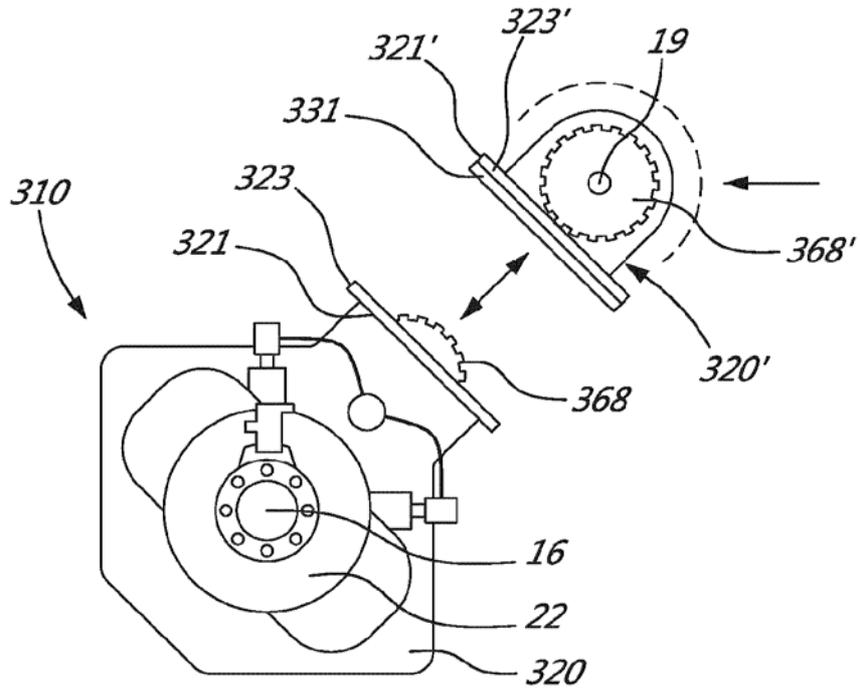


图 11

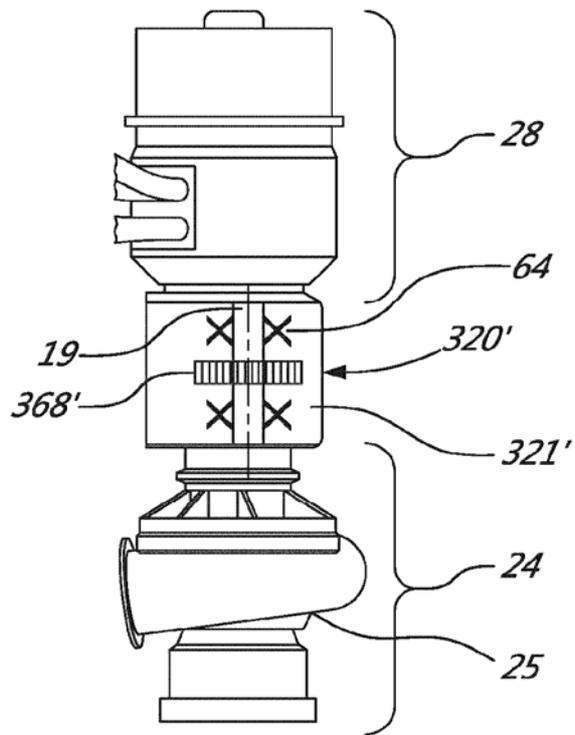


图 12