



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107757926 A  
(43)申请公布日 2018.03.06

(21)申请号 201710713292.7

(22)申请日 2017.08.18

(30)优先权数据

15/241137 2016.08.19 US

(71)申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 L.C-H.钟 N.N.帕斯托岑科

K.拉马克里什南 B.W.米勒

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司  
72001

代理人 吴俊 李强

(51)Int.Cl.

B64D 27/02(2006.01)

B64D 27/24(2006.01)

B64D 33/08(2006.01)

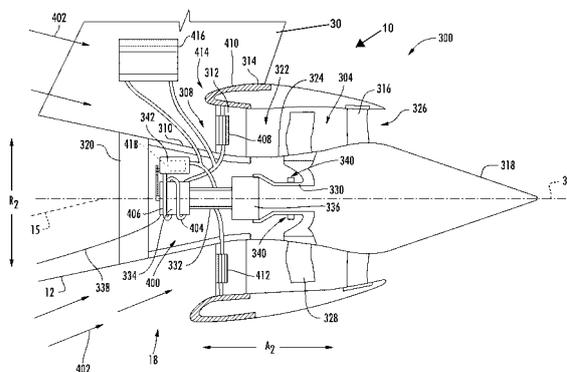
权利要求书1页 说明书15页 附图5页

(54)发明名称

用于电推进发动机的热管理系统

(57)摘要

一种用于飞行器(10)的推进系统(100),其包括构造成安装在飞行器(10)的后端部处的电推进发动机。电推进发动机包括电动机(334)和能够绕着中心轴线旋转的风扇(304),风扇(304)由电动机(334)驱动。电推进系统(100)附加地包括冷却系统(400),其能够在电推进系统(100)安装于飞行器(10)时利用飞行器(10)的后端部之上的气流操作。冷却系统(400)构造成在电推进发动机的操作期间冷却电动机(334)。



1. 一种用于具有后端部的飞行器(10)的推进系统(100),所述推进系统(100)包括:  
电推进发动机,其构造成安装在所述飞行器(10)的所述后端部处,所述电推进发动机限定中心轴线并且包括

电动机(334);

风扇(304),其能够绕着所述中心轴线旋转并且由所述电动机(334)驱动;以及

冷却系统(400),其能够在所述电推进发动机安装于所述飞行器(10)时利用所述飞行器(10)的所述后端部之上的气流操作,所述冷却系统(400)构造成在所述电推进发动机的操作期间冷却所述电动机(334)。

2. 根据权利要求1所述的推进系统(100),其特征在于,所述冷却系统(400)包括与所述电动机(334)热连通的闭合环路(404),并且其中所述闭合环路(404)构造成使热传递流体流动穿过其。

3. 根据权利要求2所述的推进系统(100),其特征在于,所述冷却系统(400)还包括热交换器(416),其中所述热交换器(416)与所述闭合环路(404)中的所述热传递流体和所述飞行器(10)的所述后端部之上的所述气流热连通,并且其中所述热交换器(416)构造成移除来自所述闭合环路(404)内的所述热传递流体的热,并且将此类热传递至所述飞行器(10)的所述后端部之上的所述气流。

4. 根据权利要求3所述的推进系统(100),其特征在于,所述电推进发动机还包括前支承部件(312)和外机舱(314),其中所述热交换器(416)集成到所述前支承部件(312)或所述外机舱(314)中的至少一个的表面中。

5. 根据权利要求4所述的推进系统(100),其特征在于,所述外机舱(314)包括前末端(414),并且其中所述热交换器(416)集成到所述外机舱(314)的所述前末端(414)的表面中。

6. 根据权利要求3所述的推进系统(100),其特征在于,所述热交换器(416)构造用于集成到所述飞行器(10)的稳定器中。

7. 根据权利要求3所述的推进系统(100),其特征在于,所述冷却系统(400)包括限定入口(422)和出口的冷却空气管道(420),其中所述入口(422)位于所述电推进发动机的所述风扇(304)下游,并且其中所述热交换器(416)与穿过所述冷却空气管道(420)的气流热连通。

8. 根据权利要求2所述的推进系统(100),其特征在于,所述冷却系统(400)还包括用于提供所述热传递流体穿过所述闭合环路(404)的流的泵(418)。

9. 根据权利要求1所述的推进系统(100),其特征在于,所述冷却系统(400)包括限定入口(422)和出口的冷却空气管道(420),所述冷却空气管道(420)至少部分地在所述电动机(334)之上或邻近于所述电动机(334)从所述入口(422)延伸至所述出口。

10. 根据权利要求9所述的推进系统(100),其特征在于,所述入口(422)构造成接收作为冷却气流的所述飞行器(10)的所述后端部之上的所述气流的部分。

## 用于电推进发动机的热管理系统

### 技术领域

[0001] 本主题大体上涉及一种用于电推进发动机的热管理系统,并且更具体而言,涉及一种用于飞行器的电推进发动机的热管理系统。

### 背景技术

[0002] 常规商用飞行器大体上包括机身、一对机翼以及提供推力的推进系统。推进系统典型地包括至少两个飞行器发动机,如涡扇喷气发动机。各个涡扇喷气发动机安装于飞行器的机翼中的相应一个,如在机翼下方的悬挂位置,与机翼和机身分离。此类构造允许涡扇喷气发动机与不被机翼和/或机身影响的单独的自由气流相互作用。该构造可减少进入各个相应涡扇喷气发动机的入口的空气内的湍流的量,这对飞行器的净推进推力具有积极的影响。

[0003] 然而,包括涡扇喷气发动机的飞行器上的阻力也对飞行器的净推进推力具有影响。包括蒙皮摩擦和形式阻力的飞行器上的阻力的总量大体上与在接近飞行器的空气的自由流速度与由于飞行器上的阻力而产生的飞行器下游的尾流的平均速度之间的差成比例。

[0004] 系统已经提出用来反抗阻力的作用和/或提高涡扇喷气发动机的效率。例如,某些推进系统并入边界层吸入系统,以在涡扇喷气发动机的风扇区段上游将形成边界层的相对缓慢移动的空气的部分横跨例如机身和/或机翼发送到涡扇喷气发动机中。虽然该构造通过重新激励飞行器下游的边界层气流来提高推进效率,但是进入涡扇喷气发动机的来自边界层的相对缓慢移动的空气流大体上具有不均匀或扭曲的速度分布。因此,此类涡扇喷气式发动机可经历效率损失,使关于飞行器的提高的推进效率的任何益处最小化或无效。

[0005] 因此,包括用以提高飞行器发动机的推进效率的一个或更多个构件的推进系统将为有益的。此外,用于管理此类推进系统的一个或更多个构件的温度的系统将尤其有用。

### 发明内容

[0006] 本发明的方面和优点将在以下描述中部分地阐述,或者可从描述为明显的,或者可通过本发明的实践学习。

[0007] 在本公开的一个示例性实施例中,提供一种用于具有后端部的飞行器的推进系统。推进系统包括电推进发动机,其构造成安装在飞行器的后端部处。电推进发动机限定中心轴线并且包括电动机和风扇,该风扇能够绕着中心轴线旋转并且由电动机驱动。电推进发动机附加地包括冷却系统,其能够在电推进发动机安装于飞行器时利用飞行器的后端部之上的气流操作,冷却系统构造成在电推进发动机的操作期间冷却电动机。

[0008] 在本公开的另一示例性实施例中,提供一种限定后端部的飞行器。飞行器包括边界层吸入风扇,其安装在飞行器的后端部处。边界层吸入风扇限定中心轴线并且包括电动机和风扇,风扇能够绕着中心轴线旋转并且由电动机驱动。边界层吸入风扇还包括冷却系统,其能够利用飞行器的后端部之上的气流操作,用于在边界层吸入风扇的操作期间冷却电动机。

- [0009] 技术方案1. 一种用于具有后端部的飞行器的推进系统,所述推进系统包括:  
电推进发动机,其构造成安装在所述飞行器的所述后端部处,所述电推进发动机限定中心轴线并且包括  
电动机;  
风扇,其能够绕着所述中心轴线旋转并且由所述电动机驱动;以及  
冷却系统,其能够在所述电推进发动机安装于所述飞行器时利用所述飞行器的所述后端部之上的气流操作,所述冷却系统构造成在所述电推进发动机的操作期间冷却所述电动机。
- [0010] 技术方案2. 根据技术方案1所述的推进系统,其特征在于,所述冷却系统包括与所述电动机热连通的闭合环路,并且其中所述闭合环路构造成使热传递流体流动穿过其。
- [0011] 技术方案3. 根据技术方案2所述的推进系统,其特征在于,所述冷却系统还包括热交换器,其中所述热交换器与所述闭合环路中的所述热传递流体和所述飞行器的所述后端部之上的所述气流热连通,并且其中所述热交换器构造成移除来自所述闭合环路内的所述热传递流体的热,并且将此类热传递至所述飞行器的所述后端部之上的所述气流。
- [0012] 技术方案4. 根据技术方案3所述的推进系统,其特征在于,所述电推进发动机还包括前支承部件和外机舱,其中所述热交换器集成到所述前支承部件或所述外机舱中的至少一个的表面中。
- [0013] 技术方案5. 根据技术方案4所述的推进系统,其特征在于,所述外机舱包括前末端,并且其中所述热交换器集成到所述外机舱的所述前末端的表面中。
- [0014] 技术方案6. 根据技术方案3所述的推进系统,其特征在于,所述热交换器构造用于集成到所述飞行器的稳定器中。
- [0015] 技术方案7. 根据技术方案3所述的推进系统,其特征在于,所述冷却系统包括限定入口和出口的冷却空气管道,其中所述入口位于所述电推进发动机的所述风扇下游,并且其中所述热交换器与穿过所述冷却空气管道的气流热连通。
- [0016] 技术方案8. 根据技术方案2所述的推进系统,其特征在于,所述冷却系统还包括用于提供所述热传递流体穿过所述闭合环路的流的泵。
- [0017] 技术方案9. 根据技术方案1所述的推进系统,其特征在于,所述冷却系统包括限定入口和出口的冷却空气管道,所述冷却空气管道至少部分地在所述电动机之上或邻近于所述电动机从所述入口延伸至所述出口。
- [0018] 技术方案10. 根据技术方案9所述的推进系统,其特征在于,所述入口构造成接收作为冷却气流的所述飞行器的所述后端部之上的所述气流的部分。
- [0019] 技术方案11. 根据技术方案10所述的推进系统,其特征在于,所述冷却空气管道的所述出口向所述风扇提供所述冷却气流的至少一部分。
- [0020] 技术方案12. 根据技术方案10所述的推进系统,其特征在于,所述电推进发动机还包括前支承部件和外机舱,其中所述冷却空气管道延伸穿过所述前支承部件至所述外机舱,并且其中所述冷却空气管道的所述出口定位在所述外机舱上,用于将冷却气流的至少一部分排出穿过所述外机舱。
- [0021] 技术方案13. 根据技术方案9所述的推进系统,其特征在于,所述冷却空气管道还限定包绕所述电动机的至少一部分的腔。

[0022] 技术方案14. 根据技术方案9所述的推进系统,其特征在于,所述冷却系统还包括至少部分地定位在所述冷却空气管道内的风扇。

[0023] 技术方案15. 根据技术方案1所述的推进系统,其特征在于,所述电推进发动机构造为边界层吸入风扇。

[0024] 技术方案16. 根据技术方案1所述的推进系统,其特征在于,所述推进系统还包括:

燃气涡轮发动机;以及

发电机,其能够与所述燃气涡轮发动机一起操作,用于生成电功率,其中所述电推进发动机的所述电动机与所述发电机电联接。

[0025] 技术方案17. 一种飞行器,其限定后端部并且包括:

边界层吸入风扇,其安装在所述飞行器的所述后端部处,所述边界层吸入风扇限定中心轴线并且包括

电动机;

风扇,其能够绕着所述中心轴线旋转并且由所述电动机驱动;以及

冷却系统,其能够利用所述飞行器的所述后端部之上的气流操作,用于在所述边界层吸入风扇的操作期间冷却所述电动机。

[0026] 技术方案18. 根据技术方案17所述的飞行器,其特征在于,所述冷却系统包括与所述电动机和热交换器热连通的闭合环路,其中所述闭合环路构造成使热传递流体流动穿过其,并且其中所述热交换器与所述闭合环路内的所述热传递流体和所述飞行器的所述后端部之上的所述气流热连通。

[0027] 技术方案19. 根据技术方案18所述的飞行器,其特征在于,所述飞行器还包括所述后端部处的稳定器,并且其中所述热交换器集成到所述飞行器的所述稳定器中,用于将热传递至所述飞行器的所述后端部之上的所述气流。

[0028] 技术方案20. 根据技术方案17所述的飞行器,其特征在于,所述飞行器还包括:

机身,其中所述冷却系统包括至少部分地在所述电动机之上或邻近于所述电动机延伸的冷却空气管道,其中所述冷却空气管道限定入口和出口,并且其中所述入口在所述风扇的至少一部分前方的地点处定位在所述机身上,用于接收作为冷却气流的所述飞行器的所述后端部之上的所述气流的部分。

[0029] 本发明的这些及其它的特征、方面和优点将参照以下描述和所附权利要求变得更好理解。并入在本说明书中并且构成本说明书的部分的附图示出了本发明的实施例,并且连同描述用于阐释本发明的原理。

## 附图说明

[0030] 包括针对本领域技术人员的其最佳模式的本发明的完整且开放的公开在参照附图的说明书中阐述,在该附图中:

图1为根据本公开的各种示例性实施例的飞行器的俯视图。

[0031] 图2为图1的示例性飞行器的左舷侧视图。

[0032] 图3为安装于图1的示例性飞行器的燃气涡轮发动机的示意性截面视图。

[0033] 图4为根据本公开的示例性实施例的后发动机的示意性截面视图。

[0034] 图5为根据本公开的另一示例性实施例的后发动机的特写示意性截面视图。

[0035] 图6为根据本公开的再一示例性实施例的后发动机的特写示意性截面视图。

[0036] 部件列表

- 10 飞行器
- 12 机身
- 14 纵向中心线
- 15 等分线
- 16 机头区段
- 18 机尾区段
- 20 机翼
- 22 左舷侧
- 24 右舷侧
- 26 前缘襟翼
- 28 后缘襟翼
- 30 垂直稳定器
- 32 舵襟翼
- 34 水平稳定器
- 36 升降襟翼
- 38 机身的外表面
- 100 推进系统
- 102 喷气发动机
- 104 喷气发动机
- 106 BLI 风扇
- 108 发电机
- 110 能量储存装置
- 200 涡扇喷气发动机
- 201 纵向或轴向中心线
- 202 风扇区段
- 204 芯部涡轮发动机
- 206 外壳
- 208 入口
- 210 低压压缩机
- 212 高压压缩机
- 214 燃烧区段
- 216 高压涡轮
- 218 低压涡轮
- 220 喷气排气区段
- 222 高压轴/转轴
- 224 低压轴/转轴

226 风扇  
228 叶片  
230 盘  
232 促动部件  
234 功率齿轮箱  
236 机舱  
238 风扇壳或机舱  
240 出口导叶  
242 下游区段  
244 旁通气流通路  
246 附属齿轮箱  
300 BLI 风扇  
302 中心线轴线  
304 风扇  
308 结构支承系统  
310 支柱  
312 前支承部件  
314 外机舱306  
316 后支承部件  
318 机身末端  
320 隔板  
322 气流通路  
324 内壳  
326 喷嘴  
328 风扇叶片  
330 风扇轴  
332 驱动轴  
334 电动机334  
336 齿轮箱  
338 至马达的电线  
340 轴承  
342 附属齿轮箱  
344 固定轴承支承件  
346 贮槽  
348 前贮槽壁  
350 后贮槽壁  
352 前密封件  
354 后密封件  
356 热交换器

358供应泵  
360扫气泵  
362供应管线  
364扫气管线  
366鼓风机  
368入口  
370入口管线  
372出口  
374出口管线  
376加压泵  
378加压管线  
380齿轮系  
382次级电机  
384定子  
386转子  
388热总线  
390电线2附属齿轮箱  
400冷却系统  
402后端部之上的气流  
404闭合环路  
406线圈  
408第一支承部件热交换器  
410机舱热交换器  
412第二支承部件热交换器  
414机舱的前末端  
416稳定器热交换器  
418泵  
420冷却空气管道  
422入口  
424出口  
426冷却气流  
428腔  
430第一出口  
432第二出口  
434 426的第一部分  
436 426的第二部分。

### 具体实施例

[0037] 现在将详细参照本发明的本实施例,其一个或更多个实例在附图中示出。详细描

述使用数字和字母标号来表示附图中的特征。附图和描述中的相似或类似的标号用于表示本发明的相似或类似的部分。

[0038] 如本文中使用的,用语“第一”、“第二”和“第三”可以可互换地使用,以将一个构件与另一个区分开,并且不旨在表示独立构件的位置或重要性。用语“前”和“后”是指基于实际或预期的行进方向的构件的相对位置。例如,“前”可指基于飞行器的预期行进方向的飞行器的前部,而“后”可指基于飞行器的预期行进方向的飞行器的后部。

[0039] 本公开提供用于飞行器的电推进发动机,其构造成安装在飞行器的后端部处。电推进发动机包括能够由电动机旋转的风扇和用于支承风扇的旋转的特征。在电推进发动机的操作期间,电动机可生成相对大量的热。为了管理电动机的温度,并且更具体而言,为了从电动机中移除期望量的热,本公开提供用于电推进发动机的冷却系统。冷却系统包括用于利用飞行器的后端部之上的气流的特征。例如,在某些实施例中,冷却系统包括在其中具有热传递流体的闭合环路,其中闭合环路接收来自电动机的热,并且利用飞行器的后端部之上的气流将热排除至热交换器。附加地,或备选地,冷却系统可将作为冷却气流接收的飞行器的后端部之上的气流的部分通过冷却空气管道直接地提供至电动机,以管理电动机的温度。

[0040] 现在参照附图,其中同样的标记遍及图指示相同的元件,图1提供了如可并入本发明的各种实施例的示例性飞行器10的俯视图。图2提供了如图1中示出的飞行器10的左舷侧视图。如图1和图2中共同示出的,飞行器10限定延伸穿过其的纵向中心线14、垂直方向V、侧向方向L、前端部16以及后端部18。此外,飞行器10限定在飞行器10的前端部16和后端部18之间延伸的等分线15。如本文中使用的,“等分线”是指沿着飞行器10的长度延伸的中点线,不考虑飞行器10的附属物(如以下论述的机翼20和稳定器)。

[0041] 此外,飞行器10包括从飞行器10的前端部16朝向飞行器10的后端部18沿纵向延伸的机身12,和一对机翼20。如本文中使用的,用语“机身”大体上包括飞行器10的本体的全部,如飞行器10的尾翼。此类机翼20中的第一个从机身12的左舷侧22相对于纵向中心线14沿侧向向外延伸,并且此类机翼20中的第二个从机身12的右舷侧24相对于纵向中心线14沿侧向向外延伸。针对描绘的示例性实施例的机翼20中的各个包括一个或更多个前缘襟翼26和一个或更多个后缘襟翼28。飞行器10还包括具有用于偏航控制的舵襟翼32的垂直稳定器30,和均具有用于俯仰控制的升降襟翼36的一对水平稳定器34。机身12附加地包括外表面或蒙皮38。然而,应当认识到的是,在本公开的其它示例性实施例中,飞行器10可附加地或备选地包括任何其它适合的构造的稳定器,其可或不沿着垂直方向V或水平/侧向方向L直接地延伸。

[0042] 图1和图2的示例性飞行器10包括推进系统100,其在本文中称为“系统100”。示例性系统100包括飞行器发动机,或更确切地,一对飞行器发动机,它们均构造成安装至成对机翼20中的一个,和电推进发动机。更具体而言,对于描绘的实施例,飞行器发动机构造为燃气涡轮发动机,或更确切地,构造为以翼下构造附接于机翼20且悬挂在机翼20下方的涡扇喷气发动机102,104。此外,电推进发动机构造成安装在飞行器10的后端部处,并且因此描绘的电推进发动机可被称为“后发动机”。此外,描绘的电推进发动机构造为吸入和消耗在飞行器10的机身12之上形成边界层的空气。因此,描绘的示例性后发动机可被称为边界层吸入(BLI)风扇106。BLI风扇106在机翼20和/或喷气发动机102,104后方的地点处安装至

飞行器10。具体而言,对于描绘的实施例,BLI风扇106在后端部18处固定地连接于机身12,使得BLI风扇106在后端部18处并入到机尾区段中或与其混合,并且使得等分线15延伸穿过其。

[0043] 仍参照图1和图2的实施例,在某些实施例中,推进系统还包括能够与喷气发动机102,104一起操作的一个或更多个发电机108。例如,喷气发动机102,104中的一个或两者可构成向发电机108提供来自旋转轴(如LP轴或HP轴)的机械功率。附加地,发电机108可构成将机械功率转换成电功率。对于描绘的实施例,推进系统100包括用于各个喷气发动机102,104的发电机108。如将在下面论述的,在某些示例性方面中,用于各个喷气发动机102,104的发电机108可构造为用于喷气发动机102,104的附属齿轮箱的部分。作为备选,然而,在其它实施例中,发电机108可与用于喷气发动机102,104的附属齿轮箱分离,并且位于喷气发动机102,104或飞行器10内的任何适合的位置处。

[0044] 此外,推进系统100包括功率调节器109和能量储存装置110。发电机108可向功率调节器109发送电功率,功率调节器109可将电能转换成适当的形式,并且将能量储存在能量储存装置110中或者将电能发送至BLI风扇106。对于描绘的实施例,发电机108、功率调节器109、能量储存装置110以及BLI风扇106全部连接于电联接总线111,使得发电机108可与BLI风扇106和/或能量储存装置110电联接,并且使得发电机108可向能量储存装置110或BLI风扇106中的一个或两者提供电功率。因此,在此类实施例中,推进系统100可被称为气电推进系统。

[0045] 然而,应当认识到的是,图1和图2中描绘的飞行器10和推进系统100仅经由实例提供,并且在本公开的其它示例性实施例中,可提供任何其它适合的飞行器10,其具有以任何其它适合的方式构造的推进系统100。例如,应当认识到的是,在各种其它实施例中,BLI风扇106可备选地定位在后端部18近侧的任何适合的位置处。此外,在再一些实施例中,电推进发动机可不定位在飞行器10的后端部处,并且因此可不构造为“后发动机”。例如,在其它实施例中,电推进发动机可附接于飞行器10的机身或飞行器10的机翼,并且构造为“吊舱式发动机”。作为备选,在再一些实施例中,电推进发动机可并入到飞行器10的机翼中,并且因此可构造为“混合机翼发动机”。此外,在其它实施例中,推进系统100可不包括例如功率调节器109和/或能量储存装置110,并且替代地,(多个)发生器108可直接地连接于BLI风扇106。

[0046] 现在参照图3,在至少某些实施例中,喷气发动机102,104可构造为高旁通涡扇喷气发动机。图3为示例性高旁通涡扇喷气发动机200的示意性截面视图,其在本文中称为“涡扇200”。在各种实施例中,涡扇200可代表喷气发动机102,104。如图3中示出的,涡扇200限定轴向方向A1(平行于提供用于参考的纵向中心线201延伸)和径向方向R1。大体上,涡扇200包括风扇区段202以及设置在风扇区段202下游的芯部涡轮发动机204。

[0047] 描绘的示例性芯部涡轮发动机204大体上包括限定环形入口208的大致管状的外壳206。外壳206包围成串流关系的包括增压器或低压(LP)压缩机210和高压(HP)压缩机212的压缩机区段;燃烧区段214;包括高压(HP)涡轮216和低压(LP)涡轮218的涡轮区段;以及喷气排气喷嘴区段220。高压(HP)轴或转轴222将HP涡轮216传动地连接于HP压缩机212。低压(LP)轴或转轴224将LP涡轮218传动地连接于LP压缩机210。

[0048] 对于描绘的实施例,风扇区段202包括可变节距风扇226,其具有以间隔开的方式

联接于盘230的多个风扇叶片228。如描绘的,风扇叶片228从盘230大体上沿着径向方向R1向外延伸。各个风扇叶片228能够借助风扇叶片228操作性地联接于适合的促动部件232绕着节距轴线P关于盘230旋转,适合的促动部件232一致地构造成共同地改变风扇叶片228的节距。风扇叶片228、盘230以及促动部件232能够由穿过功率齿轮箱234的LP轴224绕着纵向轴线12一起旋转。功率齿轮箱234包括多个齿轮,用于使LP轴224的旋转速度下降至更有效的旋转风扇速度。

[0049] 仍参照图3的示例性实施例,盘230由可旋转前毂236覆盖,可旋转前毂236空气动力学地定轮廓成促进气流穿过多个风扇叶片228。附加地,示例性风扇区段202包括环形风扇壳或外机舱238,其沿周向包绕风扇226和/或芯部涡轮发动机204的至少一部分。此外,机舱238由多个周向间隔的出口导叶240关于芯部涡轮发动机204支承,并且机舱238的下游区段242在芯部涡轮发动机204的外部分之上延伸,以便在其间限定旁通气流通路244。

[0050] 此外,图3中描绘的涡扇发动机200包括专用于示例性涡扇发动机200的附属齿轮箱246。如示意性地描绘的,附属齿轮箱246机械地联接于涡扇发动机200的旋转构件,或者更具体而言,对于描绘的实施例,附属齿轮箱246机械地联接于涡扇发动机200的LP轴224。因此,对于描绘的实施例,附属齿轮箱246由LP轴224驱动。此外,对于描绘的实施例,附属齿轮箱246包括电机(未示出),其可构造为电动机和/或发电机。当涡扇发动机200并入在以上参照图1和图2描述的推进系统100中时,电机可因此包括发电机108。此类构造可允许包括电机的附属齿轮箱246从LP轴224的旋转生成电功率。

[0051] 应当认识到的是,图3中描绘的示例性涡扇发动机200仅经由实例,并且在其它示例性实施例中,涡扇发动机200可具有任何其它适合的构造。此外,应当认识到的是,在其它示例性实施例中,喷气发动机102,104可替代地构造为任何其它适合的航空发动机,如涡轮螺旋桨发动机、涡轮喷气发动机、内燃机等。

[0052] 现在参照图4,提供了根据本公开的各种实施例的电推进发动机的示意性截面侧视图。描绘的电推进发动机在飞行器10的后端部18处安装于飞行器10,并且构造成吸入边界层空气。因此,对于描绘的实施例,电推进发动机构造为边界层吸入(BLI)后风扇(在下文中被称为“BLI风扇300”)。BLI风扇300可以以与以上参照图1和图2描述的BLI风扇106大致上相同的方式构造,并且飞行器10可以以与以上参照图1和图2描述的示例性飞行器10大致上相同的方式构造。然而,在本公开的其它实施例中,电推进发动机可替代地定位在飞行器10上的任何其它适合的地点处,并且可附加地或备选地构造成吸入自由流空气。

[0053] 如图4中示出的,BLI风扇300限定沿着为了参考延伸穿过其的纵向中心线轴线302延伸的轴向方向A2,以及径向方向R2和周向方向C2(绕着轴向方向A2延伸的方向,未示出)。附加地,飞行器10限定延伸穿过其的等分线15。

[0054] 大体上,BLI风扇300包括能够绕着中心线轴线302旋转的风扇304和风扇框架308。风扇框架308构造用于将BLI风扇300安装于飞行器10,并且对于描绘的实施例,大体上包括内框架支承件310、多个前支承部件312、外机舱314、多个后支承部件316,以及机身末端318。如描绘的,内框架支承件310附接于机身12的隔板320。多个前支承部件312附接于内框架支承件310,并且大体上沿着径向方向R2向外延伸至机舱314。机舱314限定关于BLI风扇300的内壳324的气流通路322,并且至少部分地包绕风扇304。此外,对于描绘的实施例,机舱314围绕飞行器10的等分线15大致延伸三百六十度(360°)。多个后支承部件316还大体上

沿着径向方向R2从机舱314延伸至机身末端318,并且将机舱314在结构上连接于机身末端318。

[0055] 在某些实施例中,前支承部件312和后支承部件316可均大体上沿着BLI风扇300的周向方向C2间隔。附加地,在某些实施例中,前支承部件312可大体上构造为入口导叶,并且后支承部件316可大体上构造为出口导叶。如果以此类方式构造,则前支承部件312和后支承部件316可引导和/或调节穿过BLI风扇300的气流通路322的气流。值得注意地,前支承部件312或后支承部件316中的一个或两者可附加地构造为可变导叶。例如,支承部件可包括定位在支承部件的后端部处的襟翼(未示出),用于横跨支承部件引导空气流。

[0056] 然而,应当认识到的是,在其它示例性实施例中,风扇框架308可替代地包括任何其它适合的构造,并且例如可不包括以上描绘和描述的构件中的各个。作为备选,风扇框架308可包括以上未描绘或描述的任何其它适合的构件。

[0057] BLI风扇300附加地将喷嘴326限定在机舱314与机身末端318之间。喷嘴326可构造成从流动穿过其的空气生成一定量的推力,并且机身末端318可确定形状成使BLI风扇300上的阻力的量最小化。然而,在其它实施例中,机身末端318可具有任何其它形状,并且可例如在机舱314的后端部的前方结束,使得机身末端318在后端部处由机舱314包封。附加地,在其它实施例中,BLI风扇300可不构造成生成任何可侧量的量的推力,并且替代地,可构造成从飞行器10的机身12的air的边界层吸入空气,并且使此类空气增加能量/加速,以减小飞行器10上的总体阻力(并且因此增大飞行器10的净推力)。

[0058] 仍参照图4,风扇304包括多个风扇叶片328和风扇轴330。多个风扇叶片328附接于风扇轴330,并且大体上沿着BLI风扇300的周向方向C2间隔。如描绘的,对于描绘的实施例,多个风扇叶片328由机舱314至少部分地包封。

[0059] 在某些示例性实施例中,多个风扇叶片328可以以固定的方式附接于风扇轴330,或者作为备选,多个风扇叶片328可以可旋转地附接于风扇轴330。例如,多个风扇叶片328可附接于风扇轴330,使得多个风扇叶片328中的各个的节距可由变节距机构(未示出)例如一致地改变。改变多个风扇叶片328的节距可提高BLI风扇300的效率,并且/或者可允许BLI风扇300实现期望的推力分布。关于此类示例性实施例,BLI风扇300可被称为可变节距BLI风扇。

[0060] 此外,对于描绘的实施例,风扇304能够由电动机334绕着BLI风扇300的中心线轴线302旋转。更具体而言,对于描绘的实施例,BLI风扇300附加地包括功率齿轮箱336,其机械地联接于电动机334,其中风扇304机械地联接于功率齿轮箱336。例如,对于描绘的实施例,风扇轴330延伸至功率齿轮箱336并且联接于功率齿轮箱336,并且电动机334的驱动轴332延伸至功率齿轮箱336并且也联接于功率齿轮箱336。因此,对于描绘的实施例,风扇304能够由电动机334通过功率齿轮箱336绕着BLI风扇300的中心轴线302旋转。

[0061] 功率齿轮箱336可包括用于改变驱动轴332与风扇轴330之间的转速的任何类型的齿轮传动系统。例如,功率齿轮箱336可构造为星型齿轮系、行星式齿轮系,或任何其它适合的齿轮系构造。附加地,功率齿轮箱336可限定齿轮比,其如本文中使用的,是指驱动轴332的转速与风扇轴330的转速的比率。

[0062] 仍参照图4的示例性实施例,电动机334位于功率齿轮箱336的前方,并且功率齿轮箱336继而位于风扇304的前方。值得注意地,电动机334经由电线338与电源电联接。在某些

示例性实施例中, BLI 风扇300可构造有气电推进系统, 如以上参照图1和图2描述的气电推进系统100。在此类实施例中, 电线338可构造为电联接总线111的部分, 使得电动机334可接收来自能量储存装置或发电机(如图1和图2的能量储存装置110或发电机108)中的一个或两者, 和/或来自涡扇发动机200的附属齿轮箱246的电机的功率。

[0063] 此外, 如图4中示意性地描绘的, BLI 风扇300附加地包括支承风扇304的旋转的轴承340。对于描绘的示例性实施例, 轴承340构造为单个滚子元件轴承, 其直接地支承风扇轴330。然而, 在其它实施例中, 轴承340可包括任何其它适合类型的油润滑轴承, 如滚珠轴承、圆锥滚子轴承等。附加地, 在再一些实施例中, 轴承340可附加地或备选地包括空气轴承, 并且还可包括支承风扇304以及更具体而言, 风扇轴330的旋转的多个轴承。

[0064] 如还描绘的, 图4的示例性BLI 风扇300包括冷却系统400, 其能够在(如图4中描绘的) BLI 风扇300安装于飞行器10时利用飞行器10的后端部18之上的气流402操作(即, 利用飞行器10的后端部18之上的气流用于冷却操作)。冷却系统400构造成在操作BLI 风扇300期间冷却电动机334。更具体而言, 对于描绘的实施例, 冷却系统400包括构造成使热传递流体流动穿过其的闭合环路404。在某些实施例中, 热传递流体可为润滑油、制冷剂, 或能够传递热能的任何其它适合的流体。附加地, 描绘的示例性冷却系统400的闭合环路404形成多个热传递管道406, 其定位成与电动机334热连通。例如, 如在描绘的实施例中, 热传递管道406可围绕电动机334的外表面延伸。因此, 对于描绘的实施例, 热传递管道406可被称为线圈。附加地, 或备选地, 热传递管道406可包括延伸穿过电动机334的内部分或到其中的一个或更多个部分。例如, 热传递管道406可包括延伸穿过电动机334的一个或更多个密封的通道或微通道。在再一些实施例中, 热传递管道406可附加地或备选地包括热管。多个热传递管道406构造成通过接收来自电动机334的热并且将此类热传递至流动穿过其的热传递流体而在BLI 风扇300的操作期间降低电动机334的温度。

[0065] 描绘的示例性冷却系统400还包括热交换器, 其与闭合环路404内的热传递流体热连通, 并且与飞行器10的后端部18之上的气流402热连通。热交换器构造用于将热从闭合环路404内的热传递流体移除。更具体而言, 描绘的示例性冷却系统400包括第一支承部件热交换器408、机舱热交换器410以及第二支承部件热交换器412。第一支承部件热交换器408和第二支承部件热交换器412集成到相应的前支承部件312的表面中。类似地, 机舱热交换器410集成到外机舱314的表面中。具体而言, 对于描绘的实施例, 外机舱314包括前末端414, 并且机舱热交换器410集成到外机舱314的前末端414的表面中。此类构造可允许机舱热交换器410在操作期间向外机舱314提供除冰益处。此外, 尽管未描绘, 但是在某些实施例中, 机舱热交换器410可沿着外机舱314的整个圆周延伸(即, 可沿着周向方向C2大致上连续地延伸)。

[0066] 仍参照图4, 示例性飞行器10包括稳定器, 并且描绘的示例性冷却系统400还包括构造用于集成到稳定器中的热交换器。更具体而言, 描绘的示例性飞行器10包括飞行器10的后端部18处的垂直稳定器30, 并且描绘的冷却系统400还包括稳定器热交换器416, 其集成到垂直稳定器30的表面中, 用于将热传递至飞行器10的后端部18之上的气流402。如描绘的, 冷却系统400的闭合环路404在热传递管道406下游分叉, 以延伸至稳定器热交换器416, 并且在热传递管道406上游的地点处返回。

[0067] 为了提供热传递流体穿过冷却系统400的闭合环路404的流, 示例性冷却系统400

还包括泵。更具体而言,冷却系统400包括定位在BLI风扇300的附属齿轮箱342内且由其驱动的泵418。描绘的示例性附属齿轮箱342专用于BLI风扇300。此外,对于描绘的实施例,附属齿轮箱 342以及因此泵418由电动机334驱动。然而,在其它实施例中,附属齿轮箱342可替代地由飞行器10和/或一个或多个飞行器发动机的适合的电源直接地供能。附加地,在再一些实施例中,泵418可为独立式泵,其由任何适合的源机械地或电气地供能。

[0068] 在BLI风扇300和冷却系统400的操作期间,泵418可使闭合环路404内的热传递流体加压,生成穿过闭合环路404的热传递流体的流。热传递流体可流动穿过热传递管道406(其中热传递流体接受来自电动机334的热),降低了电动机334的温度。热传递流体可接着朝向多个热交换器流动。热传递流体的第一部分可从热传递管道406流动穿过第一支承部件热交换器408,穿过机舱热交换器410(并且围绕外机舱314),穿过第二支承部件热交换器412,并且朝向泵418返回。热传递流体的第二部分可同时从热传递管道406流动穿过稳定器热交换器416,并且朝向泵418返回。热传递流体的第一部分和第二部分的温度可在流动穿过各种热交换器时通过将热与后部和飞行器10之上的气流402交换来降低。

[0069] 然而,应当认识到的是,在其它实施例中,冷却系统400可具有任何其它适合的构造。例如,在其它实施例中,冷却系统400可不包括图4中描绘的各种热交换器中的各个。附加地,或备选地,示例性冷却系统400可包括任何其它适合的构造的(多个)热交换器。例如,在其它实施例中,冷却系统400可包括一个或多个热交换器,其集成到机身12的表面38中,集成到机身末端318的表面中,集成到后支承部件316的表面中,或者定位在任何其它适合的地点处,用于将热传递至飞行器10的后端部18之上的气流402。更进一步,在其它实施例中,冷却系统400可附加地包括任何其它适合类型的热交换器,如燃料-油热交换器、油-油热交换器,液压流体-油热交换器等。

[0070] 此外,在再一些示例性实施例中,示例性冷却系统400的闭合环路404可构造成以并流构造、串流构造或它们的组合(如在描绘的实施例中)来提供热传递流体穿过一个或多个热交换器的流。

[0071] 现在参照图5,提供了根据本公开的再一实施例的电推进发动机的示意性截面侧视图。图5的示例性电推进发动机可构造为BLI风扇300,并且更具体而言,可以以与图4中描绘且以上参照图4描述的示例性BLI风扇300大致上相同的方式构造。因此,相同或相似的标记可表示相同或相似的部分。

[0072] 例如,图5的示例性BLI风扇300大体上包括电动机334、功率齿轮箱336以及风扇304,风扇304在BLI风扇300的操作期间横跨功率齿轮箱336由电动机334驱动。附加地,BLI风扇300安装在飞行器10的后端部18处。对于描绘的实施例,示例性BLI风扇300还包括冷却系统400,其能够利用飞行器10的后端部18之上的气流402操作,并且构造成在BLI风扇300的操作期间冷却电动机334。

[0073] 然而,对于描绘的实施例,描绘的示例性冷却系统400为直接的风冷式冷却系统。例如,示例性冷却系统400大体上包括冷却空气管道420,冷却空气管道420限定入口422和出口,并且至少部分地在电动机334之上或邻近于其延伸。入口422构造成接收作为冷却气流426的飞行器10的后端部18之上的气流402的至少一部分。更具体而言,对于描绘的实施例,冷却空气管道420的入口422定位在飞行器10的机身12上,在风扇304上游且在风扇304前方的地点处。因此,入口422与在飞行器10外部且在风扇304前方的地点气流连通。此外,

对于描绘的实施例,入口422还位于电动机334前方。尽管未描绘,但是示例性冷却系统400可包括入口422处的固定或可变的几何形状勺或唇部,其向外延伸到气流402中,用于确保期望量的此类气流42作为冷却气流426接收在冷却空气管道420中。附加地,在某些实施例中,冷却系统400可包括空气过滤器机构427,其横跨空气管道420延伸,用于过滤来自冷却空气管道420内的冷却气流426的任何颗粒或其它物质。

[0074] 飞行器10的后端部18之上的气流402可通过冷却空气管道420的入口422接收在冷却空气管道420中,并且提供至由冷却空气管道420限定的腔428,腔428将冷却空气管道420内的冷却气流426热连接于电动机334。更具体而言,描绘的示例性腔428包绕电动机334的至少一部分,并且允许穿过冷却空气管道420的冷却气流426直接地暴露于电动机334的至少一部分。冷却气流426可接收来自电动机334的热,降低电动机334的温度。在某些实施例中,冷却气流426可引导至电动机334的内部,以特别地冷却电动机334的某些构件(未示出;例如,转子和/或定子)。然而,在其它实施例中,冷却气流426可限制于电动机334的外部。在某些实施例中,冷却系统400和/或电动机334可包括用于增强从电动机334至冷却气流426的热传递的特征。例如,尽管未描绘,但是电动机334可包括一个或多个翅片、销、湍流器等。

[0075] 冷却气流426在接收来自电动机334的热之后可接着继续穿过冷却空气管道420至出口。对于描绘的实施例,冷却空气管道420包括第一出口430和第二出口432。第一出口430定位在前支承部件312中的一个上,并且构造成将穿过冷却空气管道420的冷却气流426的至少一部分(例如,第一部分434)提供至风扇304。值得注意地,出口430在前支承部件312(其可确定形状为翼型件)上的包括可允许通过空气管道420提供对气流426的一定量的控制。例如,出口430在前支承部件312上的放置可允许引起气流426穿过空气管道420。附加地,示例性冷却空气管道420包括位于外机舱314的径向外侧上的第二出口432。因此,对于描绘的实施例,冷却空气管道420附加地延伸穿过前支承部件312至外机舱314,并且将冷却气流426的至少一部分(即,第二部分436)排出穿过外机舱314。值得注意地,利用此类构造,冷却气流426的第二部分436可与外机舱314的径向外侧之上的边界层空气相比处于相对高的压力。因此,将空气的第二部分436排出成穿过外机舱314可减小由外机舱314生成的阻力。

[0076] 此外,图5中描绘的示例性实施例包括风扇438,其至少部分地定位在冷却空气管道420内,用于协助提供穿过冷却空气管道420的气流。图5中描绘的示例性冷却系统400的风扇438通过齿轮系由电动机334机械地驱动。然而,在其它实施例中,风扇438可替代地由任何适合的机械或电功率源供能。仍作为备选,在其它实施例中,冷却系统400可不包括风扇,并且替代地可依赖于冷却管道420的入口422与冷却管道420的出口(例如,第一出口430或第二出口432)之间的压差,以生成穿过其的冷却气流426的流。

[0077] 值得注意地,对于图5的实施例,入口422描绘为单个相对大的入口,并且出口均描绘为单个相对大的出口。然而,在其它实施例中,入口422可替代地由飞行器10的机身12上的多个相对小的开口或孔口形成,并且类似地,出口430,432中的一个或两者可构造为例如支承部件312中的一个或多个、外机舱314等中的多个相对小的开口或孔口。此外,尽管定位在图5中描绘的飞行器10的机身12的下侧上,但是在其它实施例中,入口422可附加地或备选地定位在飞行器10的机身12(例如,顶侧、左舷侧和/或右舷侧)上的任何其它适合的地

点,或其它地方处。例如,在其它实施例中,冷却空气管道420的入口422可与BLI风扇300的风扇438下游的地点(例如,在喷嘴区段326处)气流连通,以便接收相对高压力的空气,用于生成穿过冷却空气管道420的气流。此外,尽管描绘的冷却空气管道420包括结构部件上的第一出口430和外机舱314上的第二出口432,但是在其它实施例中,冷却空气管道420可仅包括一个或更多个结构部件上、外机舱314上或任何其它适合的地点处的出口。

[0078] 此外,在其它实施例中,冷却系统400可包括以上参照图4描述的示例性冷却系统400的方面,除了以上参照图5描述的示例性冷却系统400的方面之外。例如,在其它示例性实施例中,冷却系统400可包括闭合环路404(和例如一个或更多个热交换器、线圈406等)和冷却空气管道420两者,冷却空气管道420提供电动机334之上的冷却气流。

[0079] 应当认识到的是,尽管对于描绘的实施例,冷却系统400描绘成冷却电动机334,但是在某些实施例中,冷却系统400可附加地冷却电动机334/BLI风扇300的一个或更多个附属系统。例如,在某些实施例中,冷却系统400可冷却功率齿轮箱336、某些液压装备(未示出)以及向电动机334供给功率的某些电气装备(未示出)。例如,冷却系统400可包括例如热传递管道(类似于热传递管道406),或腔(类似于腔428),其包绕或以其它方式热连接于功率齿轮箱326或BLI风扇300的其它构件。

[0080] 现在参照图6,提供了根据本公开的再一实施例的电推进发动机的示意性截面侧视图。图6的示例性电推进发动机可构造为BLI风扇300,并且更具体而言,可以以与图4中描绘且以上参照图4描述的示例性BLI风扇300大致上相同的方式构造。因此,相同或相似的标记可表示相同或相似的部分。

[0081] 例如,图6的示例性BLI风扇300大体上包括电动机334、功率齿轮箱336以及风扇304,风扇304在BLI风扇300的操作期间横跨功率齿轮箱336由电动机334驱动。附加地,BLI风扇300安装在飞行器10的后端部18处。对于描绘的实施例,示例性BLI风扇300还包括冷却系统400,其能够利用飞行器10的后端部18之上的气流402操作,并且构造成在BLI风扇300的操作期间冷却电动机334。冷却系统400大体上包括构造成使热传递流体流动穿过其的闭合环路404,闭合环路404至少热连接于电动机334(在其它实施例中,闭合环路404可附加地或备选地热连接于包绕轴承340的贮槽)。冷却系统400附加地包括与闭合环路404内的热传递流体热连通的热交换器409。

[0082] 与图4的实施例对比,对于图6中描绘的实施例,描绘的示例性冷却系统400不包括集成到BLI风扇300的各种构件中的热交换器。替代地,对于描绘的实施例,冷却系统400限定在入口452与出口454之间延伸的冷却空气管道450,其中热交换器409与穿过冷却空气管道450的气流456热连通。对于描绘的实施例,入口452定位在风扇304下游,并且出口454定位在风扇304上游。此类构造可允许自然冷却气流456穿过冷却空气管道450,因为风扇304下游的空气可在BLI风扇300的操作期间由风扇304加压。

[0083] 更具体而言,对于描绘的实施例,入口452在限定气流通路322的内表面上定位在风扇304下游且在后支承部件316上游。就此而言,冷却空气管道450必须穿过风扇304的轴330。对于描绘的实施例,轴330限定多个周向开口458,以允许冷却气流穿过其。此外,对于描绘的实施例,冷却空气管道450的出口454在飞行器10的机身12中定位在前部支承部件312上游。对于描绘的实施例,冷却空气管道450的入口452和出口454之间的压差可提供冷却空气穿过其的流。

[0084] 然而,应当认识到的是,在其它实施例中,冷却空气管道450可以以任何其它适合的方式构造。例如,在其它实施例中,冷却空气管道450的入口452可在风扇304下游定位在机舱314上(并且因此可延伸穿过机舱314和前支撑部件312),附加地,或备选地,冷却空气管道450可以以与图5的冷却空气管道420大致上相同的方式构造。

[0085] 包括根据本公开的一个或更多个实施例的电推进发动机的推进系统可允许更独立构造的电推进发动机较不依赖于其它推进发动机的次级/附属系统。例如,包括根据本公开的一个或更多个实施例的电推进发动机的推进系统可允许电推进发动机包括用于将电动机的温度维持在期望的温度范围内的专用冷却系统。此外,根据本公开的一个或更多个实施例的冷却系统可允许电动机维持在期望的操作温度处,而不需要多余的能量或冷却剂器件从例如一个或更多个下摆式燃气涡轮发动机转移至飞行器的后端部。

[0086] 该书面的描述使用实例以公开本发明(包括最佳模式),并且还使本领域技术人员能够实践本发明(包括制造和使用任何装置或系统并且执行任何并入的方法)。本发明的可专利范围由权利要求限定,并且可包括本领域技术人员想到的其它实例。如果这些其它实例包括不与权利要求的字面语言不同的结构元件,或者如果这些其它实例包括与权利要求的字面语言无显著差别的等同结构元件,则这些其它实例意图在权利要求的范围内。

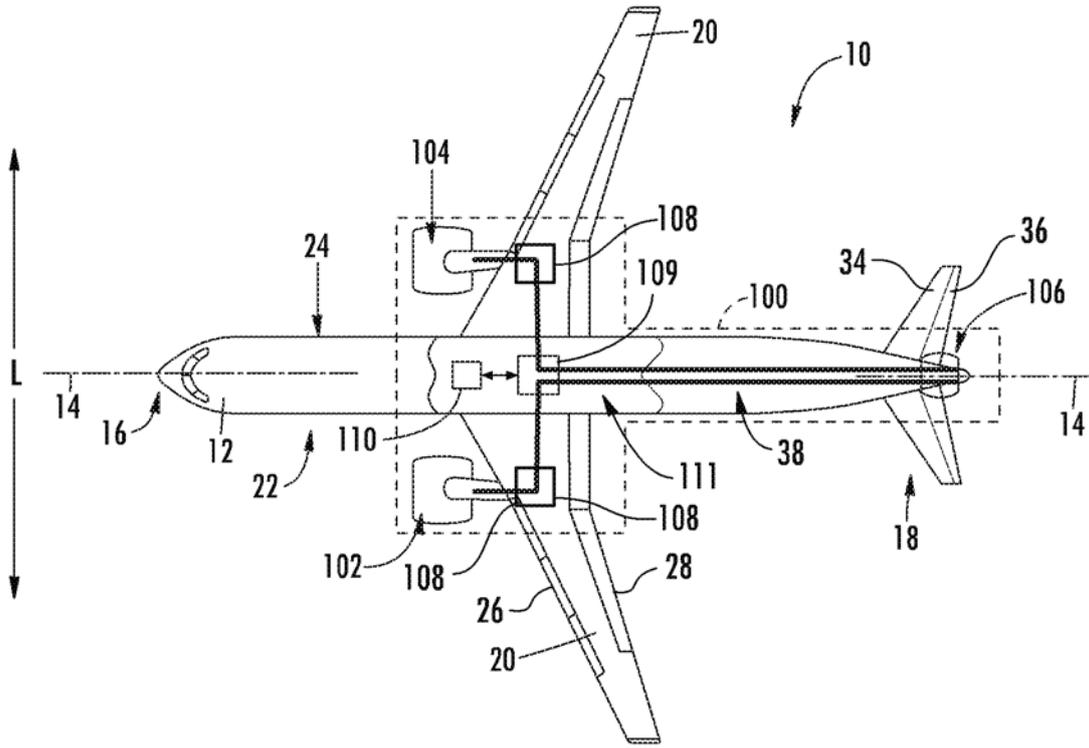


图 1

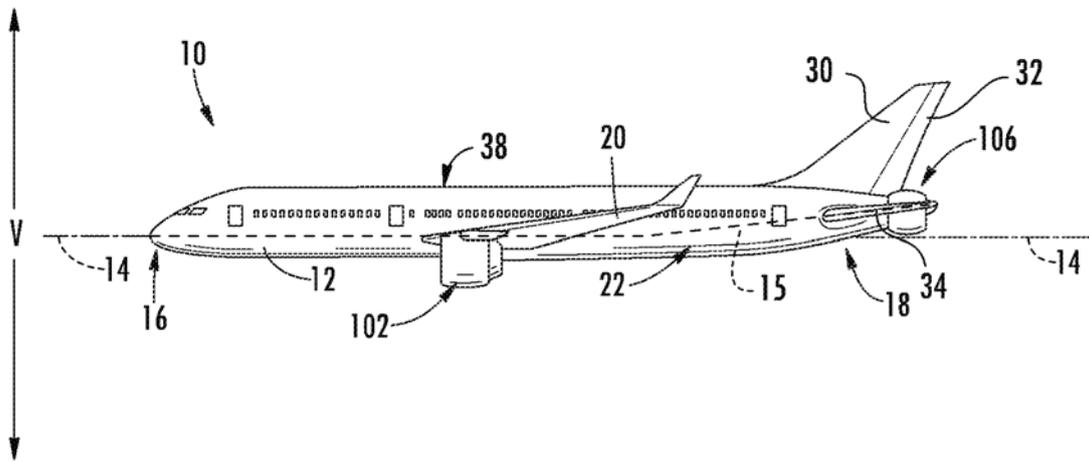


图 2

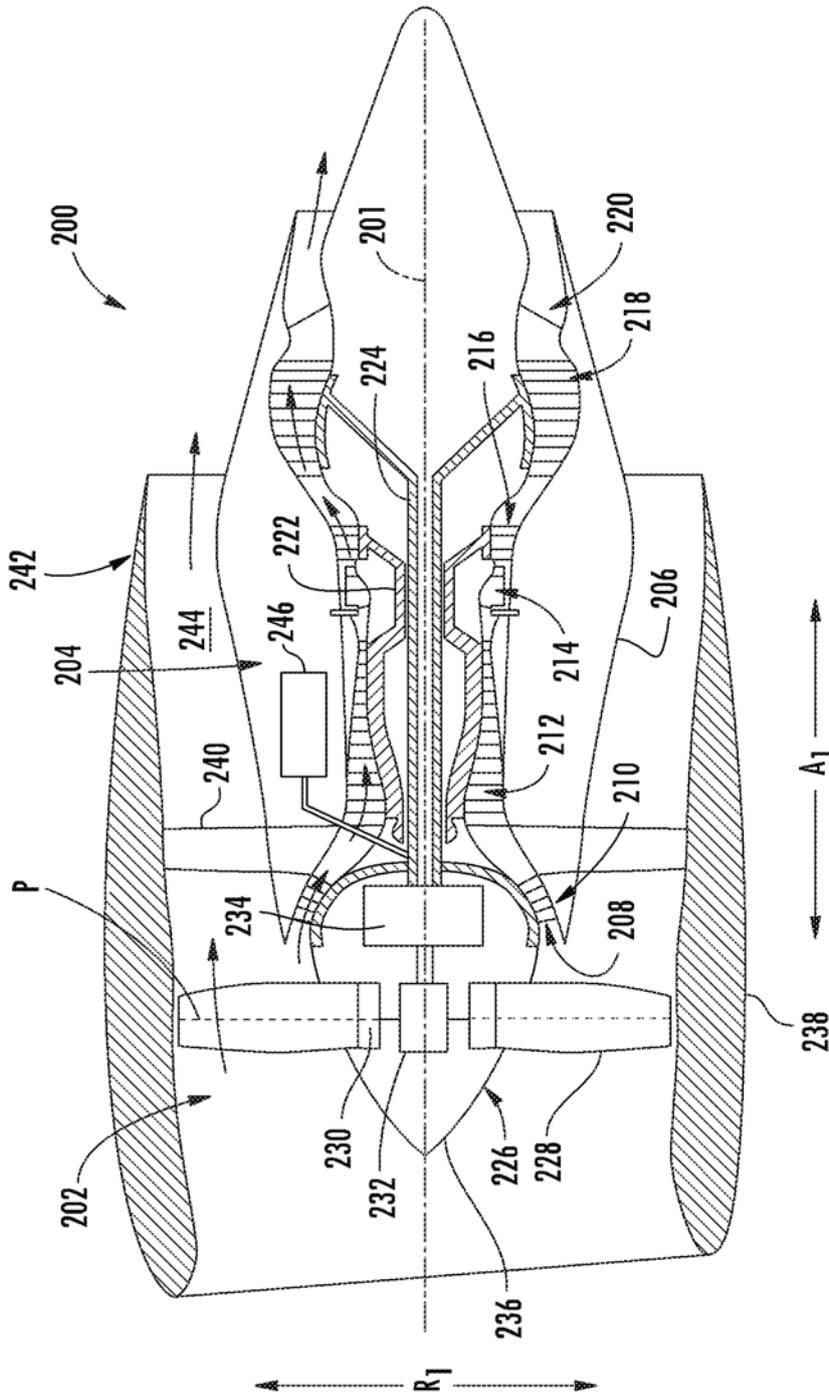


图 3

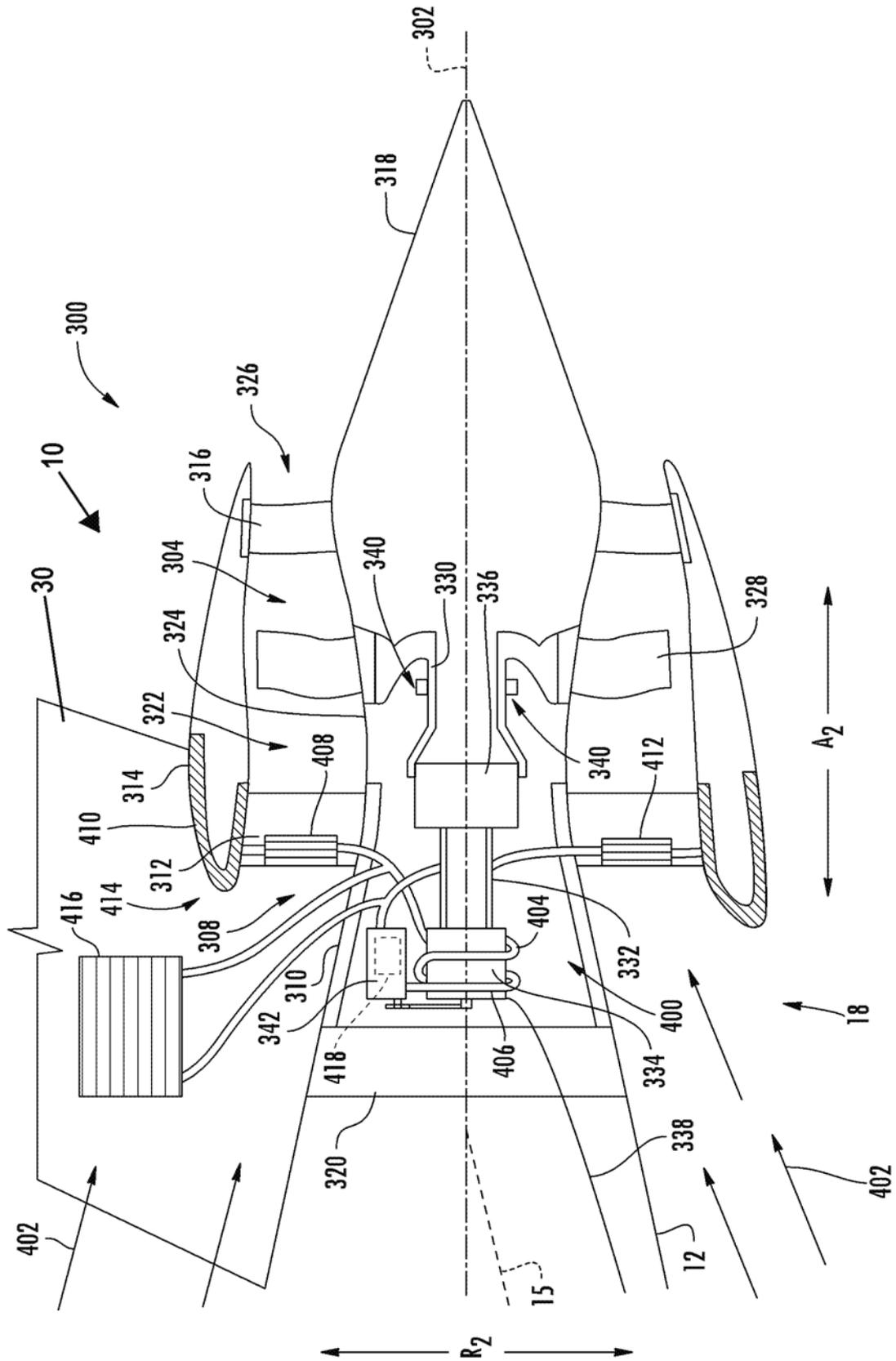


图 4

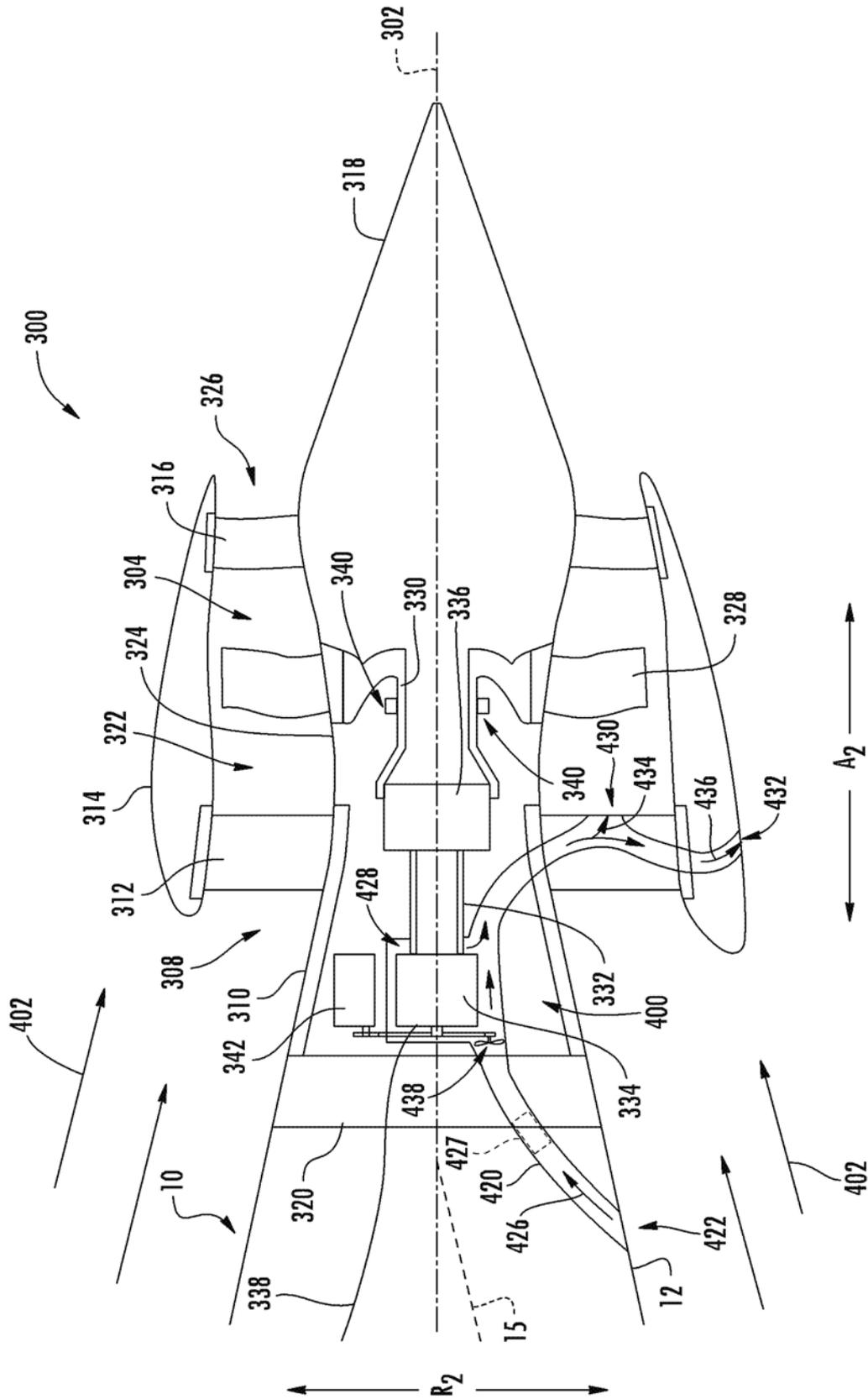


图 5

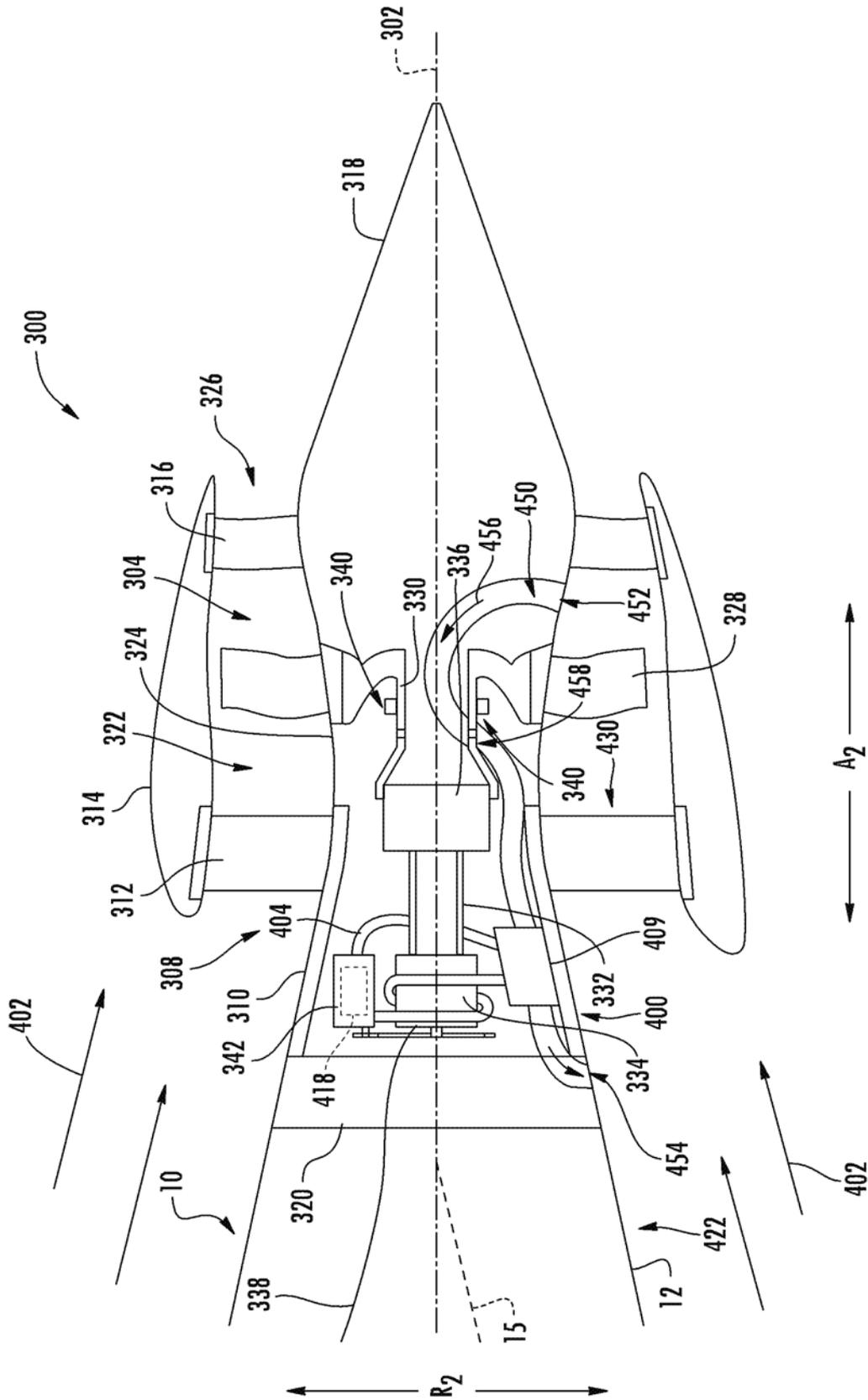


图 6