



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107745818 A

(43)申请公布日 2018.03.02

(21)申请号 201710934794.2

(22)申请日 2017.10.10

(71)申请人 中国人民解放军国防科技大学
地址 410073 湖南省长沙市开福区德雅路
109号

(72)发明人 刘卫东 刘世杰

(74)专利代理机构 长沙智嵘专利代理事务所
43211

代理人 胡亮

(51)Int.Cl.

B64D 27/10(2006.01)

B64G 29/00(2006.01)

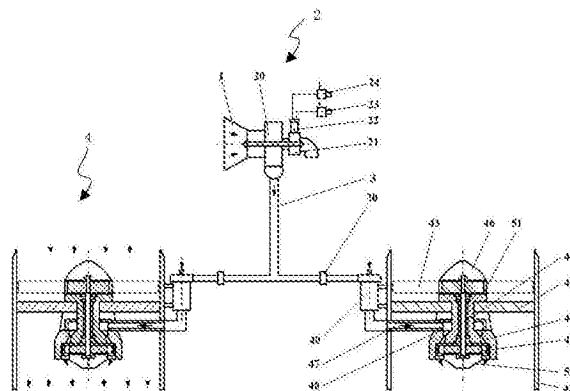
权利要求书1页 说明书5页 附图1页

(54)发明名称

飞行器推进系统及具有其的垂直起降飞行器

(57)摘要

本发明公开了一种飞行器推进系统及具有其的垂直起降飞行器,该飞行器推进系统包括设置于迎风面的进气道及用于对进气道进入的空气进行压缩的涡轮压气机系统,还包括利用压缩后的空气进行燃烧产生燃气驱动涡轮从而带动风扇产生升力或者推力的多个涵道涡轮风扇。多个涵道涡轮风扇经连接管道网连通涡轮压气机系统的高压空气出口,且每个涵道涡轮风扇对应的管道上设置用于分配进入其内的空气流量的调节器。多个涵道涡轮风扇可以实现在飞行器的多个位置提供升力/推力,满足飞行器的垂直起降的升力要求,且通过调节器控制进入每个涵道涡轮风扇的空气流量进行推力或升力调节,实现起降过程中飞行器的姿态控制。



1. 一种飞行器推进系统,其特征在于,包括设置于迎风面的进气道(1)及用于对进气道(1)进入的空气进行压缩的涡轮压气机系统(2),还包括利用压缩后的空气进行燃烧产生燃气驱动涡轮从而带动风扇产生升力或者推力的多个涵道涡轮风扇(4),所述多个涵道涡轮风扇(4)经连接管道网(3)连通所述涡轮压气机系统(2)的高压空气出口,且每个所述涵道涡轮风扇(4)对应的管道上设置用于分配进入其内的空气流量的调节器(30)。

2. 根据权利要求1所述的飞行器推进系统,其特征在于,

所述涡轮压气机系统(2)包括压气机(20)、第一涡轮(21)及第一燃发器(22),所述压气机(20)连通所述进气道(1)的出口,所述压气机(20)经转轴连接所述第一涡轮(21),所述第一涡轮(21)的燃气入口法兰上固定所述第一燃发器(22),所述第一涡轮(21)在所述第一燃发器(22)产生的燃气带动下经所述转轴带动所述压气机(20)对进入其内的空气进行所述压缩。

3. 根据权利要求2所述的飞行器推进系统,其特征在于,

所述涵道涡轮风扇(4)包括连通所述连接管道网(3)的第二燃发器(40),所述第二燃发器(40)连通第二涡轮(41),所述第二涡轮(41)经传动轴系(42)连接风扇(43),所述第二燃发器(40)、所述第二涡轮(41)及所述风扇(43)经支撑架(44)固定于涵道管(45)的管壁上。

4. 根据权利要求3所述的飞行器推进系统,其特征在于,

所述风扇(43)的风扇盘上还设置用于对进入所述涵道管(45)内的来流进行引流的整流锥(46),所述第二燃发器(40)依次经燃气导管(47)、燃气集气腔(48)、燃气喷管(49)连通所述第二涡轮(41)。

5. 根据权利要求4所述的飞行器推进系统,其特征在于,

所述第二涡轮(41)经所述传动轴系(42)连接所述风扇(43)的风扇盘,以带动所述风扇(43)的叶片对来流空气进行加速,所述第二涡轮(41)的出口设置用于对涡轮废气进行膨胀做功的涡轮尾罩(50)。

6. 根据权利要求3所述的飞行器推进系统,其特征在于,

所述涵道管(45)经旋转承力架固定于飞行器上,所述飞行器推进系统还包括用于控制所述旋转承力架角向位置的驱动机构。

7. 根据权利要求3所述的飞行器推进系统,其特征在于,

所述第二燃发器(40)与所述连接管道网(3)的连接端口转动连接,且二者之间设置密封结构。

8. 根据权利要求2所述的飞行器推进系统,其特征在于,

所述第一燃发器(22)的喷注器入口经管路分别连接硝酸铵电机泵(23)、燃油电机泵(24)。

9. 根据权利要求1至8任一所述的飞行器推进系统,其特征在于,

所述多个涵道涡轮风扇(4)包括对称布置于飞行器四周的第一、第二、第三、第四涵道涡轮风扇,所述第一、第二、第三、第四涵道涡轮风扇经所述连接管道网(3)共用所述涡轮压气机系统(2)。

10. 一种垂直起降飞行器,包括飞行器本体,其特征在于,所述飞行器本体上设置如权利要求1至9任一所述的飞行器推进系统。

飞行器推进系统及具有其的垂直起降飞行器

技术领域

[0001] 本发明涉及航空飞行器领域,特别地,涉及一种飞行器推进系统。此外,本发明还涉及一种包括上述飞行器推进系统的垂直起降飞行器。

背景技术

[0002] 随着大型城市的交通问题越来越严重,未来发展三维交通的需求也越来越迫切。垂直起降飞行器不需要跑道就可起飞,将来不仅可以缓解交通难题,还可应用于城市高楼的火灾救援、短距快速运输等众多领域。

[0003] 在垂直起降飞行器的发展历程中,曾出现过多种形式的飞行器,目前真正投入实际应用的主要有三大类。一类是螺旋桨直升机,它采用涡轴发动机驱动螺旋桨实现垂直起降,并通过尾桨平衡螺旋桨的旋转力矩。高速旋转的巨大桨盘和长长的尾巴在紧密环境中容易造成飞行事故,安全性较差,同时也很难靠近建筑物。另一类是采用涡扇发动机作为动力的固定翼飞机(如:英国“鹞”式飞机、俄罗斯“雅克-38”飞机、美国F-35B战斗机),通过发动机向下喷出的高速气流产生升力,但是高温高速气流产生的高噪声以及对地面的强烈冲刷烧蚀作用,难以在城市环境中应用。还有一类是采用涡桨发动机为动力的倾转旋翼飞机(如:美国的“鱼鹰”V-22运输机),目前主要用于军事目的。

[0004] 对于非直升机类的垂直起降飞行器,从静止状态垂直起飞或降落,动力系统必须提供多个升力作用点才能实现飞行器的平衡控制。现有垂直起降飞行器采用的涡轴、涡桨、涡扇发动机在技术上已经很成熟,但是这些发动机都是同心轴旋转结构形式,压气机、燃烧室、涡轮等核心部件实现了高度一体化集成,结构复杂紧凑。采用单台发动机要产生多个升力作用点,不仅从技术上实现难度大,飞行器的姿态控制也很难;采用多台发动机,则会大幅增加飞行器的结构重量。

[0005] 为了满足未来城市交通、高楼救援用的垂直起降飞行器的动力需求,亟需设计一种新型的飞行器推进系统,避免现有同心轴旋转结构的发动机的风扇、压气机、燃烧室、涡轮之间强耦合带来的一系列问题,且可解决垂直起降飞行器需要多个位置提供升力或者推力的难题,避免采用涡轴发动机带来的螺旋桨噪声和安全性问题及避免采用涡扇发动机带来的高温高速气流冲刷烧蚀和操控稳定性问题。

发明内容

[0006] 本发明提供了一种飞行器推进系统及具有其的垂直起降飞行器,以解决现有的涡扇发动机的风扇、压气机、燃烧室、涡轮之间强耦合带来的一系列问题和垂直起降飞行器需要多个位置提供升力或者推力的难题,避免采用涡轴发动机带来的螺旋桨噪声和安全性问题及采用涡扇发动机带来的高温高速气流冲刷烧蚀和操控稳定性的技术问题。

[0007] 本发明采用的技术方案如下:

[0008] 根据本发明的一个方面,提供一种飞行器推进系统,包括设置于迎风面的进气道及用于对进气道进入的空气进行压缩的涡轮压气机系统,还包括利用压缩后的空气进行燃

烧产生燃气驱动涡轮从而带动风扇产生升力或者推力的多个涵道涡轮风扇,多个涵道涡轮风扇经连接管道网连通涡轮压气机系统的高压空气出口,且每个涵道涡轮风扇对应的管道上设置用于分配进入其内的空气流量的调节器。

[0009] 进一步地,涡轮压气机系统包括压气机、第一涡轮及第一燃发器,压气机连通进气道的出口,压气机经转轴连接第一涡轮,第一涡轮的燃气入口法兰上固定第一燃发器,第一涡轮在第一燃发器产生的燃气带动下经转轴带动压气机对进入其内的空气进行第一压缩。

[0010] 进一步地,涵道涡轮风扇包括连通连接管道网的第二燃发器,第二燃发器连通第二涡轮,第二涡轮经传动轴系连接风扇,第二燃发器、第二涡轮及风扇经支撑架固定于涵道管的管壁上。

[0011] 进一步地,风扇的风扇盘上还设置用于对进入涵道管内的来流进行引流的整流锥,第二燃发器依次经燃气导管、燃气集气腔、燃气喷管连通第二涡轮。

[0012] 进一步地,第二涡轮经传动轴系连接风扇的风扇盘,以带动风扇的叶片对来流空气进行加速,第二涡轮的出口设置用于对涡轮废气进行膨胀做功的涡轮尾罩。

[0013] 进一步地,涵道管经旋转承力架固定于飞行器上,飞行器推进系统还包括用于控制旋转承力架角向位置的驱动机构。

[0014] 进一步地,第二燃发器与连接管道网的连接端口转动连接,且二者之间设置密封结构。

[0015] 进一步地,第一燃发器的喷注器入口经管路分别连接硝酸铵电机泵、燃油电机泵。

[0016] 进一步地,多个涵道涡轮风扇包括对称布置于飞行器四周的第一、第二、第三、第四涵道涡轮风扇,第一、第二、第三、第四涵道涡轮风扇经连接管道网共用涡轮压气机系统。

[0017] 根据本发明的另一方面,还提供一种垂直起降飞行器,包括飞行器本体,飞行器本体上设置上述的飞行器推进系统。

[0018] 本发明具有以下有益效果:

[0019] 本发明飞行器推进系统及具有其的垂直升降器,通过采用涡轮压气机系统对来流空气进行压缩,多个涵道涡轮风扇共用一个涡轮压气机系统,利用压缩后的空气进行燃烧产生燃气驱动涡轮从而带动风扇做功,可以实现在飞行器的多个位置提供升力/推力,经过连接管道网上的调节器可控制进入涵道涡轮风扇的燃气发生器的空气流量从而调节推力大小,以满足飞行器的垂直起降的升力要求,使其具有较好的操作稳定性。

[0020] 本发明飞行器推进系统由于外部没有旋转部件,避免了直升机螺旋桨、倾转旋翼带来的高噪声和安全性问题。

[0021] 本发明的涵道涡轮风扇采用混合排气,气流速度和温度低,避免了涡扇发动机在起降过程中打开加力燃烧室带来的高噪声和高温气流冲刷烧蚀问题;且本发明飞行器推进系统把用于燃烧的空气压缩过程与产生升力/推力的空气压缩过程分开,避免了风扇、压气机、燃烧室、涡轮之间的强耦合,动力系统的复杂程度大幅降低,更容易实施。

[0022] 本发明采用一个涡轮压气机系统向多个涵道涡轮风扇提供高压空气,与采用多个航空发动机的动力系统相比,动力系统的结构重量小;本发明的涡轮压气机系统只对参与燃烧的小流量空气进行增压,所需的涡轮和压气机功率小,重量轻,消耗的燃气流量小。

[0023] 除了上面所描述的目的、特征和优点之外,本发明还有其它的目的、特征和优点。下面将参照附图,对本发明作进一步详细的说明。

附图说明

[0024] 构成本申请的一部分的附图用来提供对本发明的进一步理解,本发明的示意性实施例及其说明用于解释本发明,并不构成对本发明的不当限定。在附图中:

[0025] 图1是本发明优选实施例飞行器推进系统的立体结构示意图;

[0026] 图2是本发明优选实施例飞行器推进系统的部件结构示意图。

[0027] 附图标记说明:

[0028] 1、进气道;

[0029] 2、涡轮压气机系统;20、压气机;21、第一涡轮;22、第一燃发器;23、硝酸铵电机泵;24、燃油电机泵;

[0030] 3、连接管道网;30、调节器;

[0031] 4、涵道涡轮风扇;40、第二燃发器;41、第二涡轮;

[0032] 42、传动轴系;43、风扇;44、支撑架;45、涵道管;

[0033] 46、整流锥;47、燃气导管;48、燃气集气腔;49、燃气喷管;

[0034] 50、涡轮尾罩;51、支座。

具体实施方式

[0035] 需要说明的是,在不冲突的情况下,本申请中的实施例及实施例中的特征可以相互组合。下面将参考附图并结合实施例来详细说明本发明。

[0036] 参照图1及图2,本发明的优选实施例提供了一种飞行器推进系统,包括设置于迎风面的进气道1及用于对进气道1进入的空气进行压缩的涡轮压气机系统2,还包括与涡轮压气机系统2相连利用压缩后的空气进行燃烧产生燃气驱动涡轮从而带动风扇产生升力或者推力的多个涵道涡轮风扇4,多个涵道涡轮风扇4经连接管道网3连通涡轮压气机系统2的高压空气出口,且每个涵道涡轮风扇4对应的管道上设置用于分配进入其内的空气流量的调节器30。

[0037] 本实施例中,如图1所示,涡轮压气机系统2的高压空气出口通过连接管道网3分别连接四个涵道涡轮风扇4的燃发器,各涵道涡轮风扇4对应的管道上设置调节器30,以实现涡轮风扇推力器的升力/推力调节。

[0038] 本实施例飞行器推进系统及具有其的垂直升降器,通过采用涡轮压气机系统对空气进行压缩,多个涵道涡轮风扇共用一个涡轮压气机系统,利用压缩后的空气进行燃烧产生燃气驱动涡轮从而带动风扇做功,可以实现在飞行器的多个位置提供升力/推力,经过连接管道网上的调节器可控制进入相应涵道涡轮风扇的燃气发生器的空气流量从而调节推力大小,以满足飞行器的垂直起降的升力要求,使其具有较好的操作稳定性。

[0039] 本实施例飞行器推进系统由于外部没有旋转部件,避免了直升机螺旋桨、倾转旋翼带来的高噪声和安全性问题。

[0040] 本实施例的涵道涡轮风扇采用混合排气,气流速度和温度低,避免了涡扇发动机在起降过程中打开加力燃烧室带来的高噪声和高温气流冲刷烧蚀问题;且本实施例飞行器推进系统把用于燃烧的空气的压缩过程与产生升力/推力的空气压缩过程分开,避免了风扇、压气机、燃烧室、涡轮之间的强耦合,动力系统的复杂程度大幅降低,更容易实施。

[0041] 本实施例采用一个涡轮压气机系统向多个涵道涡轮风扇提供高压空气,与采用多个航空发动机的动力系统相比,动力系统的结构重量小;本实施例的涡轮压气机系统只对参与燃烧的小流量空气进行增压,所需的涡轮和压气机功率小,重量轻,消耗的燃气流量小。

[0042] 参照图2,本实施例中,涡轮压气机系统2包括压气机20、第一涡轮21及第一燃发器22,压气机20连通进气道1的出口,压气机20经转轴连接第一涡轮21,第一涡轮21的燃气入口法兰上固定第一燃发器22,第一涡轮21在第一燃发器22产生的燃气带动下经转轴带动压气机20对进入其内的空气进行压缩。优选地,进气道1的入口设有倒锥形段,用于收集气流并进行扩压,其出口连接压气机20。本实施例中,压气机20采用离心式压气机,通过转轴与第一涡轮21连接固定在一起。第一燃发器22直接固定在第一涡轮21的燃气入口法兰上,涡轮废气通过管道向下直接排向环境大气。优选地,第一燃发器22的喷注器入口经管路分别连接硝酸铵电机泵23、燃油电机泵24。本实施例采用硝酸铵溶液和燃油燃烧的方式产生驱动第一涡轮及压气机动作的燃气,由于燃料和氧化剂都是液体,采用的电机泵的体积重量小,流量可以快速、精确控制调节。

[0043] 本实施例中,参照图2,涵道涡轮风扇4包括连通连接管道网3的第二燃发器40,第二燃发器40连通第二涡轮41,第二涡轮41经传动轴系42连接风扇43,第二燃发器40、第二涡轮41及风扇43经支撑架44固定于涵道管45的管壁上。优选地,涵道管45经旋转承力架固定于飞行器上,飞行器推进系统还包括用于控制旋转承力架角向位置的驱动机构。该驱动机构为液压或者电动驱动机构。本实施例中,采用电机驱动旋转承力架转动,进而可以使得涵道涡轮风扇4实现前后或者左右方向的偏转调节能力。如图1所示,本实施例中,前部左侧涵道涡轮风扇、前部右侧涵道涡轮风扇具备左右方向的偏转能力,后部左侧涵道涡轮风扇、后部右侧涵道涡轮风扇具备前后方向的偏转能力,以满足其飞行过程中的偏转调节控制要求。

[0044] 优选地,风扇43的风扇盘上还设置用于对进入涵道管45内的来流进行引流的整流锥46,第二燃发器40依次经燃气导管47、燃气集气腔48、燃气喷管49连通第二涡轮41。如图2所示,经调节器30调节流量后的第一次压缩后的空气进入第二燃发器40,该第二燃发器40可以采用燃油燃烧发生器,其产生的燃气经过燃气导管47进入燃气集气腔48稳定压力后,经由燃气喷管49加速后去驱动第二涡轮41,第二涡轮41经传动轴系42带动风扇43旋转,风扇叶片对来流空气进行加速。优选地,进一步地,第二涡轮41经传动轴系42连接风扇43的风扇盘,以带动风扇43的叶片对来流空气进行加速,第二涡轮41的出口设置用于对涡轮废气进行膨胀做功的涡轮尾罩50。涡轮废气通过涡轮尾罩50进一步膨胀,与涵道管45内的高速空气混合排出,从而使得涡轮风扇具有混合排气的效果,气流速度和温度低,避免了涡轮发动机在起降过程中打开加力燃烧室带来的高噪声和高温气流冲刷烧蚀问题。

[0045] 本实施例中,风扇盘与第二涡轮41通过传动轴系42固定连接,传动轴系42包括轴承、密封、润滑等部件,传动轴系42固定于支座51上,支座51固定于支撑架44上。优选地,第二燃发器40与连接管道网3的连接端口转动连接,且二者之间设置密封结构,如封严蓖齿等类似密封结构。

[0046] 根据本发明的另一方面,还提供一种垂直起降飞行器,包括飞行器本体,飞行器本体上设置上述的飞行器推进系统。本实施例中,飞行器本体可以为车体,进气道1设置于车

体的车头中部,四个涵道涡轮风扇分布于车体的四周,譬如对应车轮的部位,车顶壁上设置飞行时可以伸缩打开以提供升力的机翼。本实施例垂直起降飞行器可以作为未来新型的交通工具,以缓解交通难题。

[0047] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

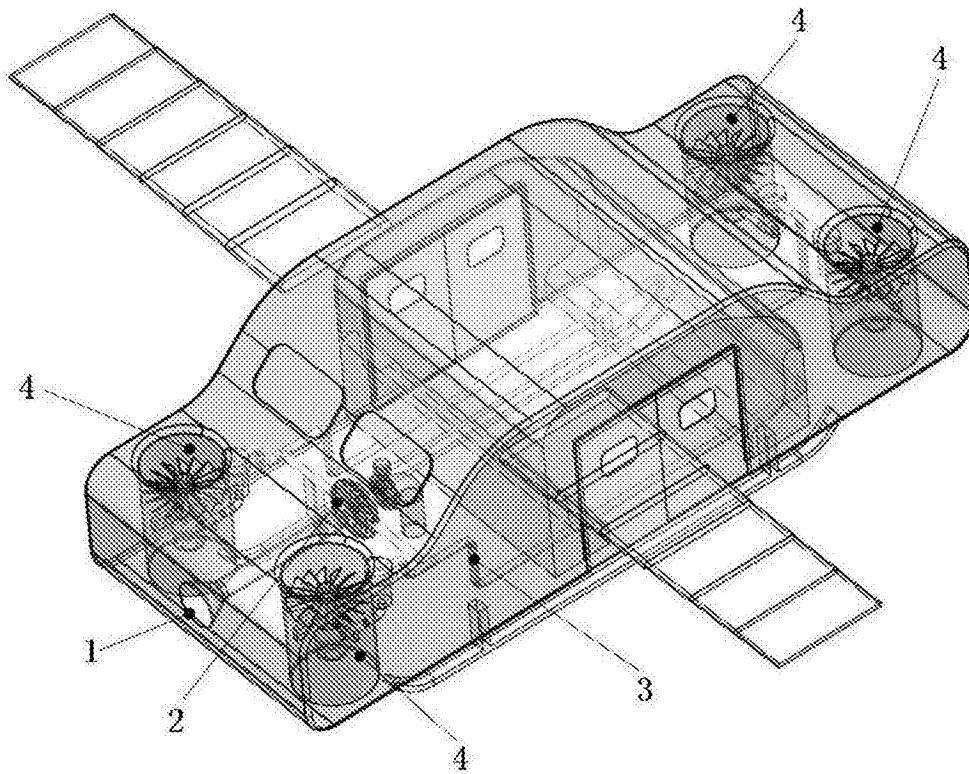


图1

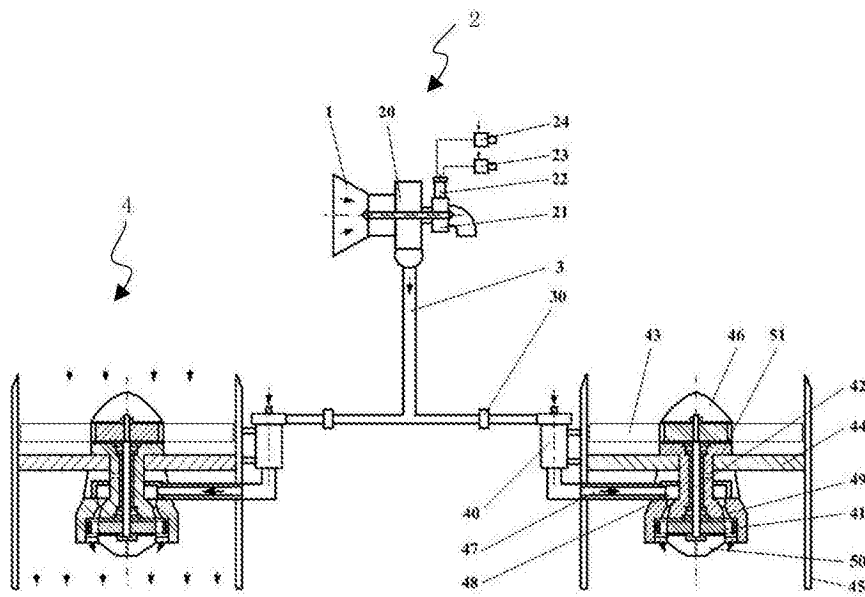


图2