



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112141347 B

(45) 授权公告日 2024. 07. 26

(21) 申请号 202011133900.5

B64D 31/16 (2024. 01)

(22) 申请日 2020. 10. 21

B64C 3/32 (2006. 01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 112141347 A

(56) 对比文件

CN 215043752 U, 2021. 12. 07

(43) 申请公布日 2020. 12. 29

审查员 赵江波

(73) 专利权人 中国商用飞机有限责任公司北京

民用飞机技术研究中心

地址 102211 北京市昌平区小汤山未来科

技城中国商飞北研中心

专利权人 中国商用飞机有限责任公司

(72) 发明人 李洪亮 康元丽 回彦年

(74) 专利代理机构 泰和泰律师事务所 51219

专利代理师 范相玉

(51) Int. Cl.

B64D 27/31 (2024. 01)

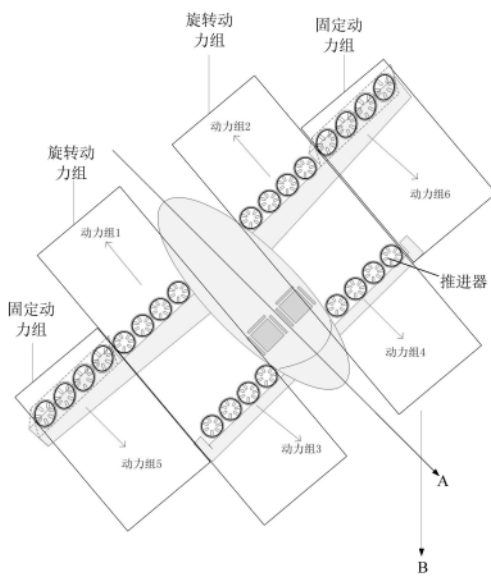
权利要求书2页 说明书8页 附图3页

(54) 发明名称

一种飞机推进系统

(57) 摘要

本申请公开了一种飞机推进系统,所述系统包括:控制装置、旋转动力组和固定动力组;所述控制装置,用于根据飞机控制指令,向所述旋转动力组和所述固定动力组发送目标工作模式;所述旋转动力组,用于根据所述目标工作模式,对所述旋转动力组中的所有推进器的方向和工作状态进行调整;所述固定动力组,用于根据所述目标工作模式,对所述固定动力组中的所有推进器的工作状态进行调整。本申请提供的系统可以使得飞机控制系统中不存在动力死重,减轻飞机重量,优化了飞机的飞行控制,从而提高了飞机整体动力系统的利用效率,且由于本申请的旋转动力组和固定动力组采用了分布式布局方式,提高了动力系统的容错性,保证了飞机安全。



1. 一种飞机推进系统,其特征在于,所述系统包括:控制装置、旋转动力组和固定动力组;其中,所述旋转动力组包括若干推进器,所述固定动力组包括若干个推进器,且所述旋转动力组和所述固定动力组均对称设置于飞机两侧的机翼;其中,

所述控制装置,用于根据飞机控制指令,向所述旋转动力组和所述固定动力组发送目标工作模式;

所述旋转动力组,用于根据所述目标工作模式,对所述旋转动力组中的所有推进器的方向和工作状态进行调整;

所述固定动力组,用于根据所述目标工作模式,对所述固定动力组中的所有推进器的工作状态进行调整;

所述固定动力组中的所有推进器的方向固定为水平方向;其中,所述水平方向为所述飞机的机身长度方向;

当所述飞机控制指令为垂直起降指令时,所述目标工作模式为垂直起降工作模式;相应地,

所述旋转动力组,具体用于将所述旋转动力组中的所有推进器的方向调整为垂直方向,且,将所述旋转动力组中的所有推进器的工作状态调整为启动状态;其中,所述垂直方向为与所述飞机的机身长度方向垂直、且朝向地面的方向;

所述固定动力组,用于当所述目标工作模式为垂直起降工作模式时,将所述固定动力组中的所有推进器的工作状态调整为停止状态;

当所述飞机控制指令为空中平飞指令时,所述目标工作模式为空中平飞工作模式;相应地,

所述旋转动力组,具体用于将所述旋转动力组中的所有推进器的方向调整为水平方向,且,将所述旋转动力组中的所有推进器的工作状态调整为启动状态;

所述固定动力组,具体用于将所述固定动力组中的所有推进器的工作状态调整为启动状态;

所述旋转动力组包括设置于飞机右侧后机翼的内侧的第一旋转动力组、设置于飞机左侧后机翼的内侧的第二旋转动力组、设置于飞机右侧前机翼的第三旋转动力组和设置于飞机左侧前机翼的第四旋转动力组;所述固定动力组包括设置于飞机右侧后机翼的外侧的第一固定动力组和设置于飞机左侧后机翼的外侧的第二固定动力组。

2. 根据权利要求1所述的飞机推进系统,其特征在于,所述第一旋转动力组、所述第二旋转动力组、所述第三旋转动力组和所述第四旋转动力组在飞机机翼上为中心对称分布设置。

3. 根据权利要求1所述的飞机推进系统,其特征在于,当所述飞机控制指令为空中偏航运动指令时,所述目标工作模式为偏航运动模式,其中,所述空中偏航运动指令包括偏航角度和偏航方向;和/或,所述飞机无垂尾;

所述控制装置,具体用于根据偏航角度和偏航方向,确定所述第三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,以及所述第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速;并将所述第三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速向所述第三旋转动力组发送,以及将所述第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速向所述第四旋转动力组发送;

所述第三旋转动力组,用于根据所述第三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,分别控制所述第三旋转动力组中各个推进器的电机;

所述第四旋转动力组,用于根据所述第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,分别控制所述第四旋转动力组中各个推进器的电机。

4.根据权利要求1-3中任一所述的飞机推进系统,其特征在于,每个推进器均包括电机以及螺旋桨;和/或,每个推进器与飞机的机翼均为一体化设计。

5.根据权利要求4所述的飞机推进系统,其特征在于,所述电机为无轴推进电机;和/或,所述电机以及所述螺旋桨为一体化设计。

一种飞机推进系统

技术领域

[0001] 本申请涉及航空电气系统领域,尤其涉及一种飞机推进系统。

背景技术

[0002] 绿色航空一直是飞机制造领域的重点研究方向,目前以航空煤油为燃料的传统飞机在减排降噪上可挖掘的潜力已经非常有限,为实现航空领域节能减排目标,必须寻求新的解决方案。飞机电气化的实现,必须从总体设计角度,对电推进系统的布局开展研究,探索未来电气化飞机的新型布局,提高推进系统的效率,减少能源消耗。故此,目前亟需一种能够实现提高推进系统的效率、减少能源消耗的电气化飞机的推进系统。

发明内容

[0003] 本申请提供一种飞机推进系统,可以使得飞机控制系统中不存在动力死重,减轻飞机重量,优化了飞机的飞行控制,从而提高了飞机整体动力系统的利用效率,且由于本申请的旋转动力组和固定动力组采用了分布式布局方式,提高了动力系统的容错性,保证了飞机安全。

[0004] 本申请提供了一种飞机推进系统,所述系统包括:控制装置、旋转动力组和固定动力组;其中,所述旋转动力组包括若干推进器,所述固定动力组包括若干个推进器,且所述旋转动力组和所述固定动力组均对称设置于飞机两侧的机翼;其中,

[0005] 所述控制装置,用于根据飞机控制指令,向所述旋转动力组和所述固定动力组发送目标工作模式;

[0006] 所述旋转动力组,用于根据所述目标工作模式,对所述旋转动力组中的所有推进器的方向和工作状态进行调整;

[0007] 所述固定动力组,用于根据所述目标工作模式,对所述固定动力组中的所有推进器的工作状态进行调整。

[0008] 可选的,所述固定动力组中的所有推进器的方向固定为水平方向;其中,所述水平方向为所述飞机的机身长度方向。

[0009] 可选的,当所述飞机控制指令为垂直起降指令时,所述目标工作模式为垂直起降工作模式;相应地,

[0010] 所述旋转动力组,具体用于将所述旋转动力组中的所有推进器的方向调整为垂直方向,且,将所述旋转动力组中的所有推进器的工作状态调整为启动状态;其中,所述垂直方向为与所述飞机的机身长度方向垂直、且朝向地面的方向;

[0011] 所述固定动力组,用于当所述目标工作模式为垂直起降工作模式时,将所述固定动力组中的所有推进器的工作状态调整为停止状态。

[0012] 可选的,当所述飞机控制指令为空中平飞指令时,所述目标工作模式为空中平飞工作模式;相应地,

[0013] 所述旋转动力组,具体用于将所述旋转动力组中的所有推进器的方向调整为水平

方向,且,将所述旋转动力组中的所有推进器的工作状态调整为启动状态;

[0014] 所述固定动力组,具体用于将所述固定动力组中的所有推进器的工作状态调整为启动状态。

[0015] 可选的,所述旋转动力组包括第一旋转动力组、第二旋转动力组、第三旋转动力组和第四旋转动力组;所述固定动力组包括第一固定动力组和第二固定动力组。

[0016] 可选的,所述第一旋转动力组、所述第二旋转动力组、所述第三旋转动力组和所述第四旋转动力组在所述飞机机翼上为中心对称分布设置。

[0017] 可选的,所述飞机包括左侧前机翼、右侧前机翼、左侧后机翼和右侧后机翼;

[0018] 所述第一旋转动力组设置于所述右侧后机翼的内侧,所述第一固定动力组设置于所述右侧后机翼的外侧;

[0019] 所述第二旋转动力组设置于所述左侧后机翼的内侧,所述第二固定动力组设置于所述左侧后机翼的外侧;

[0020] 所述第三旋转动力组设置于所述右侧前机翼;

[0021] 所述第四旋转动力组设置于所述左侧前机翼。

[0022] 可选的,当所述飞机控制指令为空中偏航运动指令时,所述目标工作模式为偏航运动模式,其中,所述空中偏航运动指令包括偏航角度和偏航方向;和/或,所述飞机无垂尾;

[0023] 所述控制装置,具体用于根据所述偏航角度和所述偏航方向,确定所述第三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,以及所述第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速;并将所述第三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速向所述第三旋转动力组发送,以及将所述第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速向所述第四旋转动力组发送;

[0024] 所述第三旋转动力组,用于根据所述第三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,分别控制所述第三旋转动力组中各个推进器的电机;

[0025] 所述第四旋转动力组,用于根据所述第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,分别控制所述第四旋转动力组中各个推进器的电机。

[0026] 可选的,每个推进器均包括电机以及螺旋桨;和/或,每个推进器与飞机的机翼均为一体式设计。

[0027] 可选的,所述电机为无轴推进电机;和/或,所述电机以及所述螺旋桨为一体式设计。

[0028] 由上述技术方案可以看出,本申请提供了一种飞机推进系统,所述系统包括:控制装置、旋转动力组和固定动力组;其中,所述旋转动力组包括若干推进器,所述固定动力组包括若干个推进器,且所述旋转动力组和所述固定动力组均对称设置于飞机两侧的机翼;其中,所述控制装置,用于根据飞机控制指令,向所述旋转动力组和所述固定动力组发送目标工作模式;所述旋转动力组,用于根据所述目标工作模式,对所述旋转动力组中的所有推进器的方向和工作状态进行调整;所述固定动力组,用于根据所述目标工作模式,对所述固定动力组中的所有推进器的工作状态进行调整。可见,在本申请中,旋转动力组可以根据不同的目标工作模式,对所述旋转动力组中的所有推进器的方向和工作状态进行不同的调整,以使得旋转动力组不论是在飞机垂直起降还是空中平飞巡航的过程中,均能为飞机提

供推力;这样,可以使得飞机推进系统中的垂直推进动力系统(即旋转动力组)在飞机处于空中平飞巡航的过程中可以得到复用,使其可以与固定动力组在飞机处于空中平飞巡航的过程中可以一起为飞机提供推力,从而可以使得飞机控制系统中不存在动力死重,减轻飞机重量,优化了飞机的飞行控制,从而提高了飞机整体动力系统的利用效率,且由于本申请的旋转动力组和固定动力组采用了分布式布局方式,提高了动力系统的容错性,保证了飞机安全。

[0029] 上述的非惯用的优选方式所具有的进一步效果将在下文中结合具体实施方式加以说明。

附图说明

[0030] 为了更清楚地说明本申请实施例或现有的技术方案,下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本申请中记载的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动性的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0031] 图1为本申请一实施例提供的一种飞机推进系统的结构示意图;

[0032] 图2为本申请一实施例提供的一种飞机推进系统的结构示意图;

[0033] 图3为本申请一实施例提供的一种飞机推进系统的结构示意图;

[0034] 图4为本申请一实施例提供的一种推进器的结构示意图。

具体实施方式

[0035] 为使本申请的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合具体实施例及相应的附图对本申请的技术方案进行清楚、完整地描述。显然,所描述的实施例仅是本申请一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本申请中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本申请保护的范围。

[0036] 下面结合附图,详细说明本申请的各种非限制性实施方式。

[0037] 参见图1,示出了本申请实施例中的一种飞机推进系统,所述飞机推进系统可以应用于飞机,例如,可以是电气化飞机。所述飞机推进系统可以包括:控制装置(未在图中展示)、旋转动力组和固定动力组。其中,所述旋转动力组可以包括若干推进器,所述固定动力组包括若干个推进器,需要说明的是,旋转动力组的推进器个数以及固定动力组的推进器个数可以根据实际需求所设置的,旋转动力组的推进器个数和固定动力组的推进器个数可以相同,也可以不相同。并且,所述旋转动力组和所述固定动力组均对称设置于飞机两侧的机翼,需要说明的是,飞机两侧机翼的旋转动力组的推进器个数可以是相同,也可以是不相同的,飞机两侧机翼的固定动力组的推进器个数可以是相同,也可以是不相同的;举例来说,假设飞机仅存在左侧一个机翼和右侧一个机翼,则可以分别在左侧机翼和右侧机翼的内侧均设置一组旋转动力组,可以分别在左侧机翼和右侧机翼的外侧均设置一组固定动力组。

[0038] 在本实施例中,所述控制装置,可以用于根据飞机控制指令,向所述旋转动力组和所述固定动力组发送目标工作模式。其中,所述飞机控制指令可以理解为通过终端所输入的用于控制飞机运行的指令,在一种实现方式中,飞机控制指令可以包括垂直起降指

令、空中平飞指令以及空中偏航运动指令,需要说明的是,垂直起降指令为用于控制飞机垂直起飞或者垂直下降的指令,空中平飞指令为用于控制飞机上升至一定高度之后,飞机可以在空中进行巡航(即平飞)的指令,空中偏航运动指令可以为控制飞机在空中进行偏航运动的指令。

[0039] 在本实施例中,控制装置接收到飞机控制指令为垂直起降指令时,控制装置可以向所述旋转动力组和所述固定动力组发送目标工作模式,其中,该目标工作模式为垂直起降工作模式。控制装置接收到飞机控制指令为空中平飞指令时,控制装置可以向所述旋转动力组和所述固定动力组发送目标工作模式,其中,该目标工作模式为空中平飞工作模式。控制装置接收到飞机控制指令为偏航运动指令时,控制装置可以向所述旋转动力组和所述固定动力组发送目标工作模式,其中,该目标工作模式为偏航运动模式。

[0040] 在本实施例中,所述固定动力组,可以用于根据所述目标工作模式,对所述固定动力组中的所有推进器的工作状态进行调整。在一种实现方式中,所述固定动力组中的所有推进器的方向可以固定为水平方向,可以理解的是,本实现方式中,固定动力组中的所有推进器是不可以转动方向的,固定动力组仅可以在水平方向上为飞机提供推力。其中,所述水平方向可以为所述飞机的机身长度方向,例如,图1中所示的朝向机尾的A方向。可以理解的是,固定动力组可以用于为飞机在水平方向上提供推力。需要说明的是,推进器的工作状态可以分为启动状态和停止状态;当推进器的工作状态为启动状态时,推进器可以提供推力,以便飞机可以前行;当推进器的工作状态为停止状态时,推进器停止提供推力。

[0041] 在本实施例中,所述旋转动力组,可以用于根据所述目标工作模式,对所述旋转动力组中的所有推进器的方向和工作状态进行调整。需要说明的是,本实施例中的旋转动力组中的所有推进器是可以转动方向的,也就是说,旋转动力组可以在多个方向上为飞机提供推力。可见,旋转动力组可以根据不同的目标工作模式,对所述旋转动力组中的所有推进器的方向和工作状态进行不同的调整,以使得旋转动力组不论是在飞机垂直起降还是空中平飞巡航的过程中,均能为飞机提供推力;这样,可以使得飞机推进系统中的垂直推进动力系统(即旋转动力组)在飞机处于空中平飞巡航的过程中可以得到复用,使其可以与固定动力组在飞机处于空中平飞巡航的过程中可以一起为飞机提供推力,从而可以使得飞机控制系统中不存在动力死重,减轻飞机重量,优化了飞机的飞行控制,从而提高了飞机整体动力系统的利用效率,且由于本申请的旋转动力组和固定动力组采用了分布式布局方式,提高了动力系统的容错性,保证了飞机安全。

[0042] 需要说明的是,在本申请实施例的一种实现方式中,如图1所示,所述旋转动力组可以包括第一旋转动力组(即图1中的动力组1)、第二旋转动力组(即图1中的动力组2)、第三旋转动力组(即图1中的动力组3)和第四旋转动力组(即图1中的动力组4);所述固定动力组包括第一固定动力组(即图1中的动力组5)和第二固定动力组(即图1中的动力组6)。其中,所述第一旋转动力组、所述第二旋转动力组、所述第三旋转动力组和所述第四旋转动力组在所述飞机机翼上可以为对称分布,或者可以为中心对称分布设置。需要说明的是,第一旋转动力组、第二旋转动力组、第三旋转动力组和第四旋转动力组各自的推进器的数量可以是相同的(比如第一旋转动力组、第二旋转动力组、第三旋转动力组和第四旋转动力组各自的推进器可以均为四个),也可以是不相同的,在本实施例中对此不进行限定。第一固定动力组和第二固定动力组各自的推进器的数量可以是相同的(比如第一固定动力组和第二

固定动力组各自的推进器可以均为四个),也可以是不相同的,在本实施例中对此不进行限定。

[0043] 在一种实现方式中,如图1所示,飞机可以包括左侧前机翼、右侧前机翼、左侧后机翼和右侧后机翼。所述第一旋转动力组设置于所述右侧后机翼的内侧,所述第一固定动力组设置于所述右侧后机翼的外侧;所述第二旋转动力组设置于所述左侧后机翼的内侧,所述第二固定动力组设置于所述左侧后机翼的外侧;所述第三旋转动力组设置于所述右侧前机翼;所述第四旋转动力组设置于所述左侧前机翼。

[0044] 接下来,将分别介绍目标工作模式为垂直起降工作模式、空中平飞工作模式以及偏航运动模式时,旋转动力组和固定动力组的工作方式。

[0045] 首先,先介绍当所述飞机控制指令为垂直起降指令时,所述目标工作模式为垂直起降工作模式的情况。

[0046] 当目标工作模式为垂直起降工作模式时,所述旋转动力组,具体用于将所述旋转动力组中的所有推进器的方向调整为垂直方向,且,将所述旋转动力组中的所有推进器的工作状态调整为启动状态。其中,所述垂直方向为与所述飞机的机身长度方向垂直、且朝向地面的方向,例如,如图1所示,所述垂直方向可以为与所述飞机的机身长度方向垂直、且与地面垂直的B方向。也就是说,当目标工作模式为垂直起降工作模式时,旋转动力组可以为飞机在垂直方向(例如垂直地面的方向)上提供推力,以便飞机可以垂直起降。具体地,在本实施例中,当旋转动力组接收到垂直起降工作模式时,旋转动力组可以先控制旋转动力组中的所有推进器进行转动,直至旋转动力组中的所有推进器的方向为垂直方向,接着,开始控制旋转动力组中的所有推进器的工作状态为启动状态,从而使得旋转动力组中的所有推进器开始为飞机提供推力。

[0047] 当目标工作模式为垂直起降工作模式时,所述固定动力组,用于当所述目标工作模式为垂直起降工作模式时,将所述固定动力组中的所有推进器的工作状态调整为停止状态。也就是说,当目标工作模式为垂直起降工作模式时,固定动力组不会提供任何推力,即在飞机垂直起降过程中,固定动力组均不进行工作。

[0048] 接下来,将结合图2进行举例说明。如图2所示,当目标工作模式为垂直起降模式时,旋转动力组(即动力组1、动力组2、动力组3和动力组4)中的所有推进器的方向调整为垂直方向,且动力组1-4的工作状态切换为启动状态,即动力组1-4机翼后缘下折,将四组动力系统(即动力组1-4)转换为垂直方向,飞机进入多旋翼模式,由四组动力系统提供垂直方向推力,进行垂直起降;而固定动力组(动力组5和动力组6)中所有推进器的方向仍然固定为水平方向,且朝向机尾。

[0049] 其次,介绍当所述飞机控制指令为空中平飞指令时,所述目标工作模式为空中平飞工作模式的情况。

[0050] 当目标工作模式为空中平飞工作模式时,所述旋转动力组,具体用于将所述旋转动力组中的所有推进器的方向调整为水平方向,且,将所述旋转动力组中的所有推进器的工作状态调整为启动状态。也就是说,当目标工作模式为空中平飞工作模式时,旋转动力组可以为飞机在水平方向(例如朝向机尾的方向)上提供推力,以便飞机可以有更加足够的巡航动力。

[0051] 当目标工作模式为空中平飞工作模式时,所述固定动力组,具体用于将所述固定

动力组中的所有推进器的工作状态调整为启动状态。也就是说,当飞机的运行状态已经转换到平飞的状态时,固定动力组可以为飞机在水平方向(例如朝向机尾的方向)上提供推力,以便飞机可以有足够的巡航动力。

[0052] 需要说明的是,在本实现方式中,在飞机起飞且到达指定高度后,固定动力组开始工作(即固定动力组的工作状态切换至启动状态),提供水平方向上的推力,而旋转动力组开始匹配固定动力组的运行状态,旋转动力组的工作状态可以先调整为停止状态(即旋转动力组先停止工作)并调整旋转动力组所有推进器的方向;当固定动力组提供足够巡航动力时,旋转动力组先停止工作,并将旋转动力组所有推进器的方向转动为水平方向后,旋转动力组所有推进器的工作状态切换至启动状态,以便旋转动力组配合固定动力组一起为飞机提供动力,此时,飞机从旋翼模式切换到固定翼模式,即固定翼巡航下由旋转动力组和固定动力组一起为飞机提供推力。

[0053] 接下来,将结合图3进行举例说明。如图3所示,当目标工作模式为空中平飞工作模式时,在飞机起飞且到达指定高度后,固定动力组(动力组5和动力组6)的工作状态切换至启动状态,提供水平方向上的推力;当固定动力组提供足够巡航动力时,旋转动力组(即动力组1、动力组2、动力组3和动力组4)先停止工作,并将动力组1、动力组2、动力组3和动力组4的所有推进器的方向转动为水平方向后,动力组1、动力组2、动力组3和动力组4所有推进器的工作状态切换至启动状态,以便动力组1、动力组2、动力组3和动力组4配合动力组5和动力组6一起为飞机提供动力,此时,飞机从旋翼模式切换到固定翼模式,即固定翼巡航下由旋转动力组和固定动力组一起为飞机提供推力。

[0054] 可见,本申请中采用多组动力组的方式,沿机翼分布动力系统一部分(即旋转动力组)用于垂直起降,一部分(即固定动力组)用于巡航、平飞。垂直起降动力系统(即旋转动力组)采用倾转旋翼方式,而在飞行进行状态切换时(即飞机的运行状态由垂直起降过渡到平飞(固定翼旋)的过程时)采用的是复合翼布局控制方式,完成状态切换后垂直起降动力组(即旋转动力组)变为水平状态(即方向调整为垂直方向),和巡航动力组(即固定动力组)一起工作,为飞机提供推力。该方式优化了飞行控制,且不存在动力死重,减轻飞机重量,提高了整体动力系统利用效率。且采用分布式布局方式,提高动力系统的容错性,保证了飞机安全。可以理解的是,本申请在飞机控制方式上采用了复合翼模式,在飞机动力装置上采用了倾转旋翼方式。

[0055] 接着,介绍当所述飞机控制指令为偏航运动指令时,所述目标工作模式为偏航运动模式的情况。需要说明的是,在本实施例中俯仰和滚转运动亦能实现,在此无需一一赘述。

[0056] 需要说明的是,在本实施例的一种实现方式中,为了减少了飞机重量和阻力,本飞机推进系统所应用于的飞机取消了垂尾设计,即该飞机没有垂尾。为了实现飞机能够进行偏航运动,可以通过调整两侧机翼的旋转动力组的电机的转速,利用两侧机翼的旋转动力组的电机的转速差,以实现飞机的偏航运动。也就是说,本实施例的一种实现方式中,取消了飞机的垂尾,由飞机的动力系统(比如旋转动力组)进行方向控制。

[0057] 接下来,将结合图1进行举例说明。所述控制装置,可以具体用于根据所述偏航角度和所述偏航方向,确定所述第三旋转动力组(即图1中的动力组3)中各个推进器分别对应的电机转速,以及所述第四旋转动力组(即图1中的动力组4)中各个推进器分别对应的电机

转速;并将所述第三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速向所述第三旋转动力组发送,以及将所述第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速向所述第四旋转动力组发送。比如,当飞机需要左转时,第三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速可以高于第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,当飞机需要右转时,三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速可以低于第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速。所述第三旋转动力组,可以用于根据所述第三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,分别控制所述第三旋转动力组中各个推进器的电机,即根据所述第三旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,分别控制所述第三旋转动力组中各个推进器的电机的工作情况(比如电机的转速)。所述第四旋转动力组,用于根据所述第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,分别控制所述第四旋转动力组中各个推进器的电机,即根据所述第四旋转动力组中各个推进器分别对应的电机转速,分别控制所述第四旋转动力组中各个推进器的电机的工作情况(比如电机的转速)。即飞机取消了垂尾设计之后,可以通过调整动力组3和动力组4的电机转速即可进行偏航运动,这样,可以利用动力组3和4电机的转速差即可实现飞机的偏航控制,进一步减少了飞机重量和阻力。

[0058] 介绍完目标工作模式为垂直起降工作模式、空中平飞工作模式以及偏航运动模式时,旋转动力组和固定动力组的工作方式之后,将介绍本实施例中的推进器结构。

[0059] 在本实施例中,旋转动力组和固定动力组中的每个推进器均可以设置在机翼朝向机尾的长边缘上,且每个推进器均可以包括电机以及螺旋桨。可见,本申请得益于飞机推进系统具有功率相对尺寸近似无关的优势,将动力系统分布式布局,采用多个小型分布式电动机,简化了能源结构,使控制各个动力组的推进器的布局自由度更高。需要说明的是,在一种实现方式中,每个推进器中的电机以及螺旋桨可以为一体化设计,以便提高推进器中电机与螺旋桨之间的连接的稳定性。

[0060] 在一种实现方式中,每个推进器与飞机的机翼可以均为一体化设计,这样,可以提高推进器与机翼之间的连接的稳定性。

[0061] 在一种实现方式中,每个推进器中的电机可以为无轴推进电机。也就是说,在一种实现方式中,可以采用无轴轮缘推进方式(即推进器中间可以通风),并将无轴推进电机与螺旋桨一体设计,将动力装置(即各个推进器)置于机翼上缘,这种结构安装更加灵活,推进器内部允许空气通过,这样,一方面可以增强了电机散热,提高电机功率密度,另一方面提高了气动性能,提升机翼效率。

[0062] 举例来说,本实施例中的动力系统(即旋转动力组和固定动力组)均可匹配涵道风扇,无轴轮缘推进,以利用边界层抽吸(BLI)技术,进一步提高飞机巡航效率。

[0063] 需要说明的是,本说明书中的各个实施例均采用递进的方式描述,各个实施例之间相同相似的部分互相参见即可,每个实施例重点说明的都是与其他实施例的不同之处。以上所描述的设备及系统实施例仅仅是示意性的,其中作为分离部件说明的单元可以是或者也可以不是物理上分开的。可以根据实际的需要选择其中的部分或者全部模块来实现本实施例方案的目的。本领域普通技术人员在不付出创造性劳动的情况下,即可以理解并实施。

[0064] 以上所述,仅为本较佳的具体实施方式,但本申请的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本申请揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应

涵盖在本申请的保护范围之内。因此,本申请的保护范围应该以权利要求的保护范围为准。

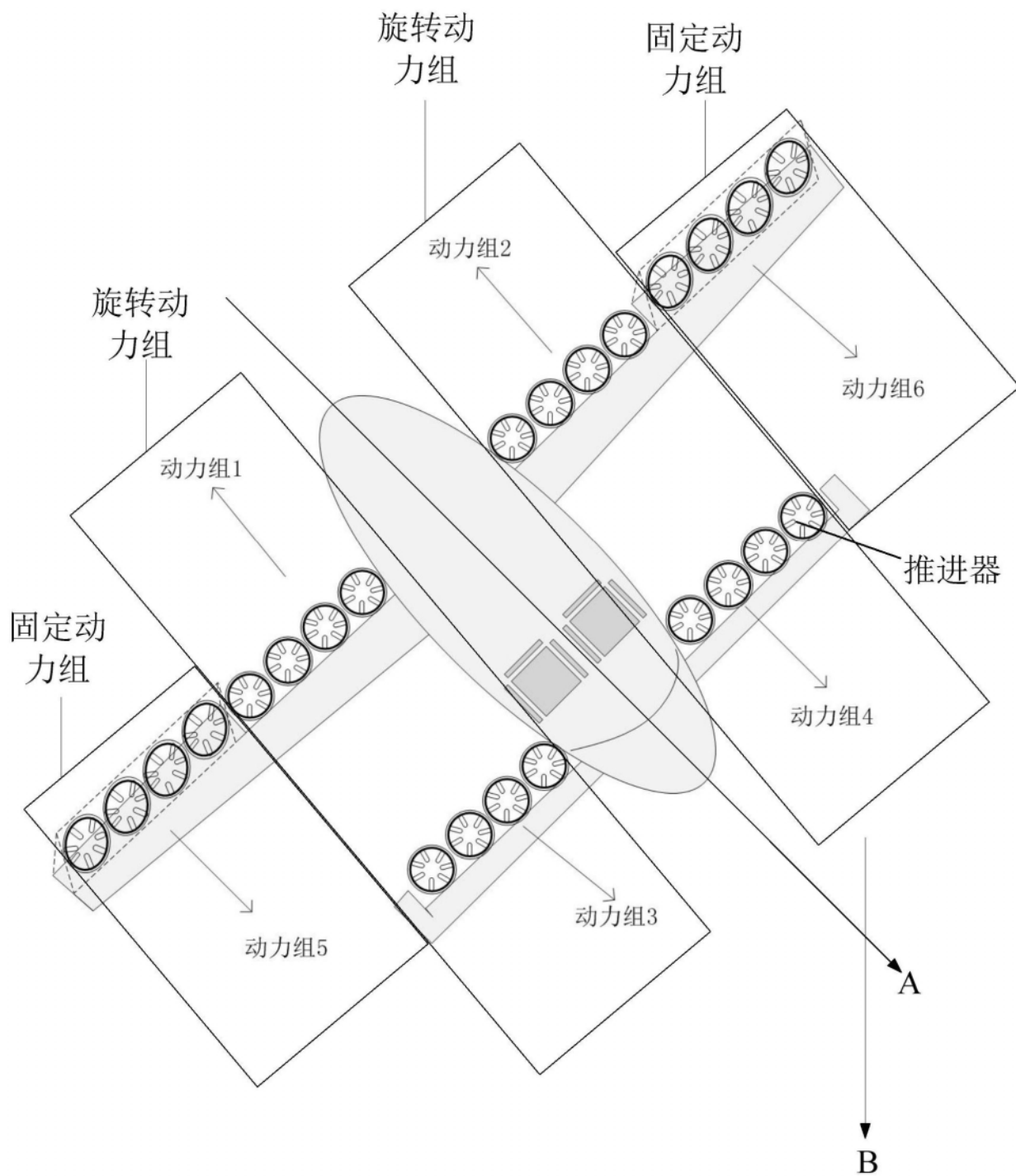


图1

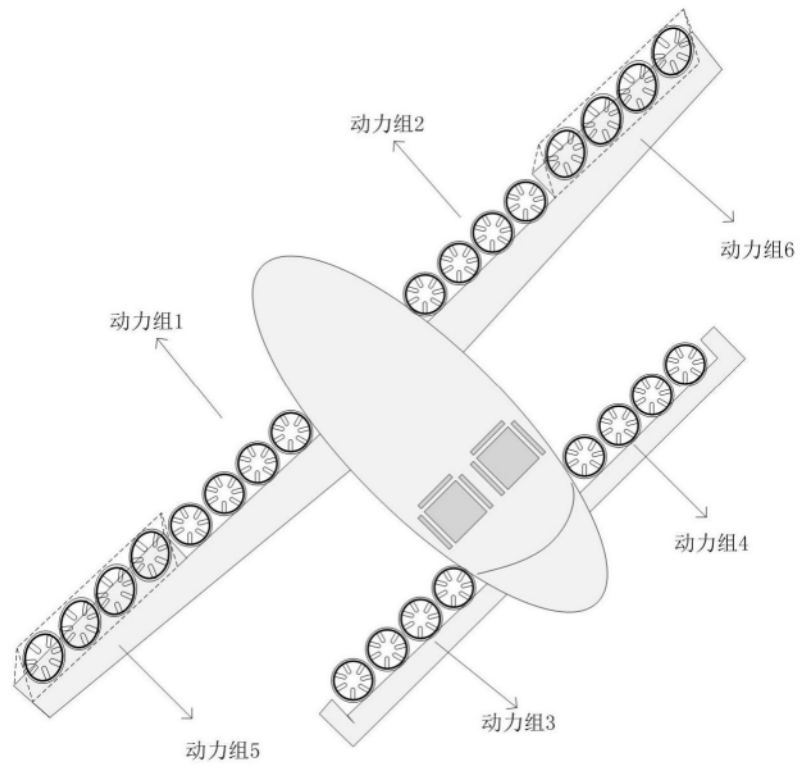


图2

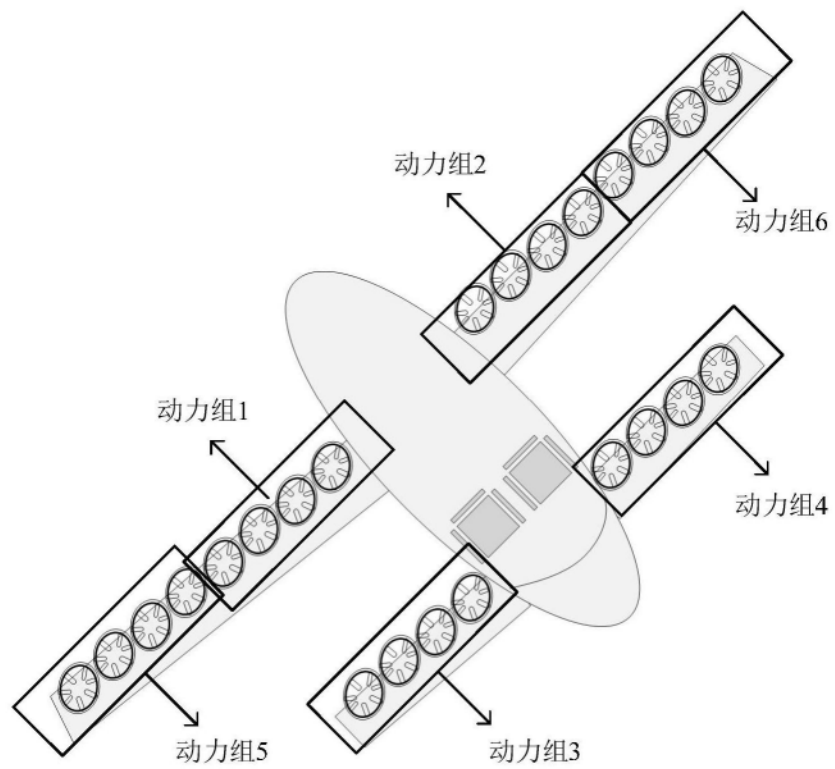


图3

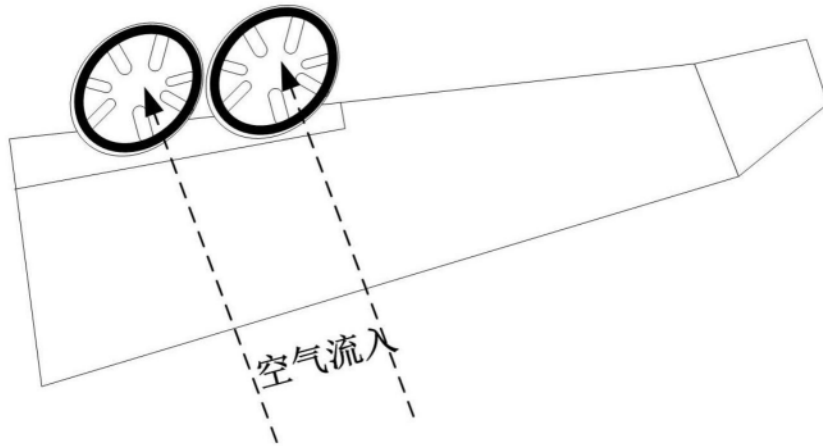


图4