



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 111099025 A  
(43)申请公布日 2020.05.05

(21)申请号 201811256078.4

(22)申请日 2018.10.26

(71)申请人 高洪江

地址 101318 北京市顺义区安庆大街4号宝龙国际3号楼705

(72)发明人 高洪江 杜明涓

(74)专利代理机构 北京五洲洋和知识产权代理  
事务所(普通合伙) 11387

代理人 刘春成

(51) Int. Cl.

B64D 27/24(2006.01)

B64D 35/06(2006.01)

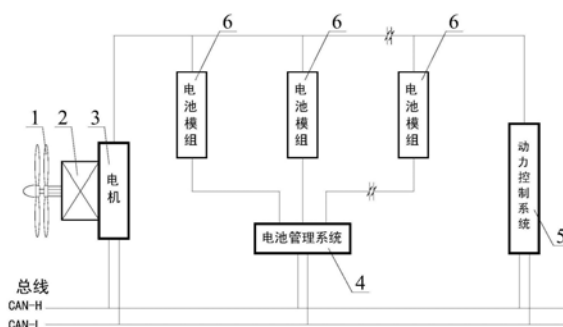
权利要求书1页 说明书9页 附图9页

(54)发明名称

固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统和固定翼电动飞机

(57)摘要

本发明属于固定翼电动飞机技术领域,具体而言,本发明涉及一种固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统和固定翼电动飞机,固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统包括对转螺旋桨、齿轮箱、电机和电池系统;所述对转螺旋桨与所述齿轮箱相连;所述齿轮箱与所述电机相连;所述电机与所述电池系统电连接;所述电池系统用于对所述电机供电;所述电机用于为所述齿轮箱提供动力;所述齿轮箱用于传递所述电机的动力并驱动所述对转螺旋桨对转;所述对转螺旋桨用于为固定翼电动飞机提供飞行动力。本发明能够充分发挥固定翼飞机、电力驱动、对转螺旋桨三者的技术优势,具有结构简单、操作方便、航程长、噪声小、安全性高的特点。



CN 111099025 A

1. 一种固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,其特征在于,包括:

对转螺旋桨、齿轮箱、电机和电池系统;

所述对转螺旋桨与所述齿轮箱相连;所述齿轮箱与所述电机相连;所述电机与所述电池系统电连接;所述电池系统实施所述固定翼电动飞机飞行性能的推进方案,同时对自身的充放电状态进行监控、管理;所述电机用于为所述齿轮箱提供动力;所述齿轮箱用于传递所述电机的动力并驱动所述对转螺旋桨对转;所述对转螺旋桨用于为所述固定翼电动飞机提供飞行动力。

2. 根据权利要求1所述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,其特征在于:

所述对转螺旋桨为定距螺旋桨;所述对转螺旋桨包括一个前螺旋桨和一个后螺旋桨;所述前螺旋桨和所述后螺旋桨共轴线对转;所述前螺旋桨的桨轴穿插在所述后螺旋桨的桨轴内,所述前螺旋桨的桨轴为中空结构。

3. 根据权利要求2所述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,其特征在于:

所述齿轮箱为行星齿轮箱,所述齿轮箱与所述电机为一体化结构;所述齿轮箱的太阳轮与所述电机的电机轴相连,所述齿轮箱的行星齿轮架与所述前螺旋桨相连,所述齿轮箱的外齿圈与所述后螺旋桨相连。

4. 根据权利要求3所述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,其特征在于:

所述电机为盘式电机,在所述电机与所述齿轮箱集成的一体化结构内部设有转子隔板,所述转子隔板用于为所述电机提供防尘密封。

5. 根据权利要求1所述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,其特征在于:

所述电池系统包括动力电池模组系统、电池管理系统和动力控制系统;所述动力控制系统通过总线连接所述电机管理系统、所述动力电池模组系统和所述电机;所述动力控制系统用于实施运行控制;所述电池管理系统用于对所述动力电池模组系统进行监控和管理;所述动力电池模组系统用于为所述电机供电。

6. 根据权利要求5所述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,其特征在于:

所述动力电池模组系统包括多个电池模组,多个所述电池模组相串联,一个所述电池模组性能衰减或失效后,所述电池管理系统控制对应所述电池模组断开,其余所述电池模组继续为所述电机供电。

7. 根据权利要求1所述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,其特征在于:

所述电机通过所述电池管理系统向所述动力电池模组系统充电。

8. 根据权利要求1至7任一所述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,其特征在于:

所述对转螺旋桨为多对,在固定翼电动飞机上呈对称分布。

9. 根据权利要求1至7任一所述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,其特征在于:

所述对转螺旋桨为一对,安装在所述固定翼电动飞机的机身纵向轴线上。

10. 一种固定翼电动飞机,其特征在于,所述固定翼电动飞机具有权利要求1至9所述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统。

## 固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统和固定翼电动飞机

### 技术领域

[0001] 本发明属于固定翼电动飞机技术领域,具体而言,本发明涉及一种固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统和固定翼电动飞机。

### 背景技术

[0002] 以动力电池作为动力的电动飞机,具有安全、可靠、环保、低成本等一系列特点,如何充分发挥电动飞机的自身技术优势,进一步改善性能、提高安全水平、增加航程是人们追求的目标。

[0003] 目前的电动飞机动力系统一般采用电机直接驱动单个螺旋桨的推进方式,类似于传统活塞发动机或涡桨发动机的单发单桨模式。电动飞机采取这种结构主要存在三方面问题。

[0004] 第一,电机做功产生的反向力矩影响飞机的结构设计和飞行操作。单螺旋桨电动飞机在地面滑行和空中飞行时,都会产生与螺旋桨运转方向相反的力矩,为避免反向力矩对飞行的影响,一般采用改变飞机结构并采取一定的操作动作来克服反向力矩。例如,在飞机设计上,采取左右水平、上下偏置发动机的方式,以及在副翼和方向舵进行特殊结构补偿;同时,也要求飞行员在飞行过程中,施以一定的操作,来克服反向力矩。

[0005] 第二,单螺旋桨动力系统存在推进效率低、噪声大的问题。对于航程受电池能量密度和飞机总重限制的电动飞机,动力系统的低效率不利于提高最大航程。

[0006] 第三,单螺旋桨的电动飞机在螺旋桨失效后无法保障飞行安全。

[0007] 由以上分析可知,现有的电动飞机存在以下不足:

[0008] 1、现有的电动飞机为了克服电机做功产生的反向力矩,结构设计复杂、飞行操作困难;

[0009] 2、现有的电动飞机动力系统效率低,从而造成飞机航程短、噪声大;

[0010] 3、现有的电动飞机在单螺旋桨失效后无法保障飞行安全,安全性差。

### 发明内容

[0011] 本发明提供了一种固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统和固定翼电动飞机,不仅能够解决现有技术中电动飞机结构复杂、操作困难的技术问题,还能解决现有技术中电动飞机航程短、噪声大、安全性差的技术问题。

[0012] 为了解决上述问题,本发明提供了一种固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统和固定翼电动飞机,其技术方案如下:

[0013] 一种固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,其包括:对转螺旋桨、齿轮箱、电机和电池系统;所述对转螺旋桨与所述齿轮箱相连;所述齿轮箱与所述电机相连;所述电机与所述电池系统电连接;所述电池系统用于对所述电机供电;所述电机用于为所述齿轮箱提供动力;所述齿轮箱用于传递所述电机的动力并驱动所述对转螺旋桨等速、相互反向运转;所述对转螺旋桨用于为所述固定翼电动飞机提供飞行动力。

[0014] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述对转螺旋桨包括一个前螺旋桨和一个后螺旋桨;所述前螺旋桨和所述后螺旋桨共轴线对转;所述前螺旋桨和所述后螺旋桨的气动外形为对称设计,所述前螺旋桨的桨轴穿插在所述后螺旋桨的桨轴内,所述前螺旋桨的桨轴为中空结构,用于为润滑脂提供装入位置。

[0015] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述对转螺旋桨为定距螺旋桨。

[0016] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述齿轮箱为行星齿轮箱,所述齿轮箱与所述电机为一体化结构;所述齿轮箱的太阳轮与所述电机的电机轴相连,所述齿轮箱的行星齿轮架与所述前螺旋桨相连,所述齿轮箱的外齿圈与所述后螺旋桨相连。

[0017] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述转子、所述前螺旋桨的桨轴、所述后螺旋桨的桨轴的转速之比为1:1:1。

[0018] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述电机为盘式电机,在所述电机与所述齿轮箱集成的一体化结构内部设有转子隔板,所述转子隔板用于为所述电机提供防尘密封。

[0019] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述电池系统包括动力电池模组系统、电池管理系统和动力控制系统;所述动力控制系统通过总线连接所述电机管理系统、所述动力电池模组系统、所述电机和所述对转螺旋桨的各控制电路连接,用于采集和处理信号,并为固定翼飞机提供运行控制,实施固定翼电动飞机飞行性能所需的推进方案;所述电池管理系统用于对所述动力电池模组系统进行监控和管理;所述动力电池模组系统用于为所述电机供电。

[0020] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:在所述电机转变为发电机发电时,电力通过所述电池管理系统向所述动力电池模组系统中至少一个所述电池模组充电。

[0021] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述动力电池模组系统包括多个电池模组,在至少一个所述电池模组性能衰减或失效后,其余所述电池模组可继续为所述电机提供电力,保障飞行安全。

[0022] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述电池系统根据飞行性能要求具备均衡使用或者顺序使用多个所述电池模组电能的功能。

[0023] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述电池管理系统为一个,一个所述电池管理系统与多个所述电池模组采用集中式分布。

[0024] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述电池管理系统为多个,多个所述电池管理系统与多个所述电池模组一一对应。

[0025] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述对转螺旋桨为多对,在固定翼电动飞机上呈对称分布,每对所述对转螺旋桨均对应一个所述齿轮箱和一个所述电机。

[0026] 如上述的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,进一步优选为:所述对转螺旋桨为一对,安装在所述固定翼电动飞机的机身纵向轴线上。

[0027] 本发明还提供了一种具有固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统的固定翼电动飞

机。

[0028] 如上述的固定翼电动飞机,进一步优选为:所述固定翼电动飞机的所述对转螺旋桨为一对,安装在所述固定翼电动飞机的机身纵向轴线上。

[0029] 如上述的固定翼电动飞机,进一步优选为:所述固定翼电动飞机的所述对转螺旋桨为多对,多对所述对转螺旋桨在所述固定翼电动飞机上呈对称分布。

[0030] 分析可知,与现有技术相比,本发明的优点和有益效果在于:

[0031] 1、本发明提供的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统在固定翼电动飞机上应用对转螺旋桨,能够降低飞行时的电力消耗,从而增加航程,同时能够降低飞行噪声,便于实现固定翼电动飞机的超静音飞行;采用对转螺旋桨作为固定翼电动飞机的动力,能够减少固定翼电动飞机机体的一系列对应性设计,简化飞机结构,便于飞行操作和自动驾驶;对转螺旋桨在一个螺旋桨发生故障时,另一个螺旋桨能够在工作能力范围内保障飞行安全,安全性高。本发明结合固定翼飞机、电力驱动、对转螺旋桨的技术优势,利用电机驱动小体积、大功率的便利安装齿轮箱,实现了固定翼电动飞机的对转螺旋桨同轴线对转,能够充分发挥三者的技术优势,提高固定翼电动飞机的飞行性能、简化机体结构和飞行操作、降低飞行噪声、提高飞行安全性,具有结构简单、操作方便、航程长、噪声小、安全性高的特点。

[0032] 2、本发明提供的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统的前螺旋桨和后螺旋桨共轴线对转,具有飞行能耗低的空气动力学特征,解决电动飞机航程短的技术难题;前螺旋桨和后螺旋桨的气动外形对称,便于实现固定翼电动飞机的超静音电动飞行,可以有效降低对转螺旋桨运行时的轴向和横向噪声,实现固定翼电动飞机的绿色飞行;前螺旋桨的桨轴为中空结构,便于后期维护;采用定距螺旋桨输出动力,安全性高,从而具有飞行能耗低、噪声小、安全性高和维护的特点。

[0033] 3、本发明提供的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统将齿轮箱和电机集成为一体化结构,减小了齿轮箱和电机的安装体积和两者在固定翼电动飞机重量上的占用比重;通过设置转子隔板,能够将电机和齿轮箱形成相对独立的两个整体,便于提高本发明的使用寿命;电机为盘式电机,具有轻量化、高功率密度的特点;齿轮箱为行星齿轮箱,传动可靠,从而使得本发明具有轻量化和小型化特点,同时还具有动力强、使用寿命高的特点。

[0034] 4、本发明提供的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统通过电池管理系统管理电池模组,能够实现固定翼电动飞机的安全起飞和部分电池模组失效后的正常飞行,安全性高;在下降高度和降低速度时,电机转变为发电机,飞行能耗低,从而使得本发明具有安全性高、能耗低、电能利用合理的特点。

[0035] 5、本发明提供的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统通过对对转螺旋桨在固定翼电动飞机上的布置,扩大了本发明的适用范围,具有适用范围广的特点。

[0036] 6、本发明提供的固定翼电动飞机在固定翼飞机的基础上采用电力驱动,能够充分结合固定翼飞机的优点以及电动飞机的大功率、高扭矩特点,同时采用对转螺旋桨输出飞行动力,并根据飞机机型对对转螺旋桨进行多种布置方式,能够实现高性能飞行。

## 附图说明

[0037] 图1为本发明的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统的结构框图一。

[0038] 图2为本发明的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统的结构框图二。

- [0039] 图3为本发明的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统的结构框图三。
- [0040] 图4为本发明的齿轮箱与电机的一体化结构的剖面示意图。
- [0041] 图5为本发明的电池系统的连接示意图。
- [0042] 图6为本发明的电池系统运行的逻辑框图。
- [0043] 图7为本发明的固定翼电动飞机的结构示意图一。
- [0044] 图8为图7的俯视图。
- [0045] 图9为本发明的固定翼电动飞机的结构示意图二。
- [0046] 图10为图9的俯视图。
- [0047] 图11为本发明的固定翼电动飞机的结构示意图三。
- [0048] 图12为用于说明桨叶角和桨叶迎角的示意图。
- [0049] 图13为现有技术中用于说明桨叶角和桨叶迎角的另一示意图。
- [0050] 图中:1-对转螺旋桨;2-齿轮箱;3-电机;4-电池管理系统;5-动力控制系统;6-电池模组;7-转子;8-一体化壳体;9-外齿圈;10-太阳轮;11-行星齿轮架;12-行星齿轮;13-转子隔板;14-电机轴。

### 具体实施方式

[0051] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,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,都属于本发明保护的范围。

[0052] 在本发明的描述中,术语“纵向”、“横向”、“上”、“下”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本发明而不是要求本发明必须以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本发明的限制。本发明中使用的术语“相连”、“连接”应做广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接;可以是直接相连,也可以通过中间部件间接相连,对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语的具体含义。

[0053] 如图1、图2和图3所示,本发明提供了一种固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统,主要包括对转螺旋桨1、齿轮箱2、电机3和电池系统;对转螺旋桨1与齿轮箱2相连;齿轮箱2与电机3相连;电机3与电池系统电连接;电池系统用于对电机3供电;电机3用于为齿轮箱2提供动力;齿轮箱2用于传递电机3的动力并驱动对转螺旋桨1等速相向运转;对转螺旋桨1用于为固定翼电动飞机提供飞行动力。

[0054] 具体而言,本发明提供的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统通过电池系统对电机3供电,电机3通过齿轮箱2驱动对转螺旋桨1等速对转,从而为固定翼电动飞机提供动力。固定翼飞机是指由动力装置产生前进推力或拉力,由机身的固定机翼产生升力,在大气层内飞行的重于空气的航空器。固定翼飞机具有巡航速度快、安全舒适的优点,同时,飞行时不受高山、河流、沙漠、海洋的阻隔,机动性高。固定翼电动飞机在固定翼飞机的基础上采用电力驱动,能够充分结合固定翼飞机的优点以及电动飞机的大功率、高扭矩特点,实现高性能飞行。本发明在固定翼电动飞机上应用对转螺旋桨1,能够降低飞行时的电力消耗,从而增加航程,同时能够降低飞行噪声,便于实现固定翼电动飞机的超静音飞行;对转螺旋桨1

不会产生无用扭力,从而能够减少固定翼电动飞机机体的一系列对应性设计,简化飞机结构,便于飞行操作和自动驾驶;对转螺旋桨1相对于单螺旋桨而言,在一个螺旋桨发生故障时,另一个螺旋桨能够在工作能力范围内保障飞行安全,安全性高。本发明结合固定翼飞机、电力驱动、对转螺旋桨1的技术优势,利用电机3驱动小体积、大功率的便利安装齿轮箱2,实现了固定翼电动飞机的对转螺旋桨1同轴线对转,能够充分发挥三者的技术优势,提高固定翼电动飞机的飞行性能、简化机体结构和飞行操作、降低飞行噪声、提高飞行安全性,具有结构简单、操作方便、航程长、噪声小、安全性高的特点。

[0055] 为了降低本发明的飞行能耗,同时便于对本发明进行维护,如图1、图2和图3所示,本发明的对转螺旋桨1包括一个前螺旋桨和一个后螺旋桨;前螺旋桨和后螺旋桨共轴线对转;前螺旋桨和后螺旋桨的气动外形为相反设计(采用现有对转螺旋桨飞机上使用的前后螺旋桨的设计即可),便于实现固定翼电动飞机的超静音电动飞行,可以有效降低对转螺旋桨1运行时的轴向和横向噪声,实现固定翼电动飞机的绿色飞行;前螺旋桨的桨轴穿插在后螺旋桨的桨轴内,前螺旋桨的桨轴为中空结构,用于为润滑脂提供装入位置。本发明的前螺旋桨和后螺旋桨共轴线对转,能够消除桨叶叶尖的空气涡流,从而提高对转螺旋桨1的效率,具有飞行能耗低的空气动力学特征,解决电动飞机航程短的技术难题;同时,前螺旋桨的桨轴为中空结构,便于为齿轮箱2补充润滑脂,后期维护方便,具有飞行能耗低、噪声小、便于后期维护的特点。

[0056] 为了提高本发明的安全性,如图1、图2和图3所示,本发明的对转螺旋桨1为定距螺旋桨。结构简单、安全性高;同时,采用电机驱动的对转螺旋桨动力系统具有动力输出平稳的特点,相对于活塞发动机运行时极大的减轻了动力冲击,有利于避免对转螺旋桨1使用过程中的疲劳损伤,进一步优选,本发明的对转螺旋桨1可以选用金属材质和复合材料。所谓定距,如图12、13所示,是指图中的桨叶角固定不变。在图12、13中画出了桨叶角和桨叶迎角,桨叶角不变为固定桨距螺旋桨;桨叶角增大,功率增大,桨叶迎角随之增大,飞机静止状态下,两者相等。所谓桨叶迎角是指桨叶的弦线与迎风平面之间的夹角,所谓桨叶角是指桨叶的弦线与坐标轴之间的夹角。

[0057] 为了简化本发明的连接结构,使本发明轻量化和小型化,如图1至图4所示,本发明的齿轮箱2为行星齿轮箱2,齿轮箱2与电机3为一体化结构,齿轮箱2与电机3的一体化结构包括一体化壳体8、转子7、电机轴14、太阳轮10、行星齿轮12、行星齿轮架11和外齿圈9;一体化壳体8用于提供安装位置;定子安装在一体化壳体8上(实际上定子与该壳体已经一体化),转子7安装在定子两侧(比如壳体8上与转子7相对向的位置为定子);转子7与电机轴14固定连接,电机轴14与一体化壳体8通过轴承活动连接;太阳轮10与电机轴14相连,作为动力输入端;行星齿轮架11与前螺旋桨的桨轴固连、外齿圈9与后螺旋桨的桨轴固连,作为动力输出端;行星齿轮架11、外齿圈9通过轴承活动连接,详细来说,是外齿圈9的一端通过轴承安装在电机轴14上,这样电机轴旋转时,外齿圈也一起旋转,外齿圈9的另一端通过轴承与行星齿轮架11的安装前螺旋桨的轴安装在一起,一般行星减速齿轮外齿圈固定居多,只输出一个轴,但是在应用到对转螺旋桨时采用了双轴输出,保证在速比1:1:1的时候,两个输出轴的力矩相等,方向相反,从而实现行星齿轮架11和外齿圈9的同轴线对转,进而使得前螺旋桨和后螺旋桨同轴线对转。作为进一步优选,行星齿轮架11上为四个齿轮均布,电机轴14、前螺旋桨的桨轴、后螺旋桨的桨轴的转速之比为1:1:1。作为进一步优选,外齿圈9为

装配型封闭结构,内部采用高温高速润滑脂润滑,具有可靠、易于维护、耐候性强的特点。作为进一步优选,本发明电机为盘式电机,双转子安装在定子两侧。本发明通过将齿轮箱2和电机3集成为一体化结构,减小了齿轮箱2和电机3的安装体积和两者在固定翼电动飞机重量上的占用比重,使得本发明的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统具有轻量化和小型化的特点。

[0058] 为了提高本发明的动力,并延长本发明的使用寿命,如图1至图4所示,本发明的电机3为盘式电机,电机3与齿轮箱2集成的一体化结构内部设有转子隔板13,转子隔板13用于为电机3提供防尘密封。进一步优选,本发明的电机3选用三相同步永磁电机,冷却方式为定子水冷。电机3的两个转子7位于定子的两侧。本发明通过盘式电机提供动力,在固定翼电动飞机上占用体积小,输出功率高,动力强;通过设置转子隔板13,能够将电机3和齿轮箱2形成相对独立的两个整体,便于电机3的防尘密封,从而提高本发明的使用寿命,使得本发明具有动力强、使用寿命高的特点。

[0059] 为了进一步提高本发明的安全性,如图1、图2、图3、图5和图6所示,本发明的电池系统包括动力电池模组系统、电池管理系统4和动力控制系统5;动力控制系统5通过总线连接电池管理系统4、动力电池模组系统和电机3的各控制电路,动力控制系统5主要包括中央显示单元、逆变单元、总线通讯单元和中央控制单元,动力控制系统5用于采集和处理信号,并为固定翼飞机提供运行控制,实施固定翼电动飞机飞行性能所需的推进方案。总线包括高位数据线(CAN-H)和低位数据线(CAN-L);电池管理系统4主要包括电源、均衡控制单元、总线通讯单元、电池参数采集单元、总线通讯单元和传感器集线器,电池管理系统4用于对动力电池模组系统进行监控和管理;动力电池模组系统包括多个电池模组6,每个电池模组6包括多个电池单元,动力电池模组系统用于为电机3供电。每个电池单元内均安装有温度传感器,温度传感器的类型优选为数字温度传感器,数字温度传感器的型号可选用DS18B20,数字温度传感器用于检测每个电池模组6内测试点的温度。电池管理系统4的电池参数采集单元(比如图5中的电池模组电压、温度采集单元)与每个电池单元连接,电池参数采集单元主要包括A/D转换器和分流器,电池参数采集单元选用12位精度的A/D转换器进行电压采样,通过串行总线能够检测并计算出每个电池模组6的工作电压,电池模组6的电流采用分流器检测后进行数模转换方式测得。电池管理系统4对每个电池模组6的工作电压、输出电流、温度三个参数进行检测,据此中央控制单元可判断每组电池模组6的健康状态。使用锂离子电池单元组成电池模组6时,平均电池单元工作电压低于2.5V,或平均电池单元输出电流低于0.2C倍率放电,或温度高于摄氏60度,电池管理系统4判定该电池模组6失效,电池管理系统4能够及时通过继电器切断该组电池模组6,改由其他电池模组6供电,同时,中央显示单元对驾驶员进行告警。本发明的动力控制系统5的逆变单元与电机3电连接,逆变单元的末端互感电路能够采集动力控制系统5输出到电机3的工作电流和工作电压,经数模转换后,中央控制单元计算确定电机3的实际功率,在中央显示单元显示,并以此参数作为不同飞行阶段飞行能力的关键参数,在固定翼电动飞机的操作界面加以显示。本发明的动力控制系统5具有宽输入电压的特点,可在宽电压范围内正常工作(例如由100个锂离子电池单元串联组成的电池模组6电压为250V-370V),利用电池管理系统4宽输入电压的特点,能够实现部分电池模组6失效后的正常飞行,从而提高本发明的安全性,使得本发明具有安全性高的特点。



[0060] 为了增加本发明的航程,如图1、图2、图3和图6至图11所示,本发明的固定翼电动飞机起落架上安装有机轮驱动电机,用于为固定翼电动飞机在地面滑行时提供动力,从而替代对转螺旋桨1来提供滑行动力,减少电力消耗,延长电动飞机滞空时间和航程,具有航程远的特点。

[0061] 为了进一步降低本发明的飞行能耗,如图1、图2和图3所示,本发明的电机3在转变为发电机发电时,电力通过电池管理系统4向动力电池模组系统中至少一个电池模组6充电。本发明在两种飞行条件下电机3转变为发电机回馈电力,即下降高度和降低速度。下降高度会造成固定翼电动飞机的飞行速度加快,此时电机3发电产生的回馈力矩用于减轻对转螺旋桨1的风车效应,防止对转螺旋桨1转速增加;在固定翼电动飞机平飞减速过程中,电机3发电产生的回馈力矩可以降低对转螺旋桨1的转速。本发明的电机3作为发电机回馈电力时,电池管理系统4通过脉冲宽度调制电路控制充电电流,从而限制回馈力矩。在控制策略上,飞机失速速度为关键约束条件,低于飞机失速速度将导致坠机。以最大起飞重量600公斤左右的轻型运动飞机为例,失速速度约为70km/h。本发明的电机3作为发电机回馈电力时,其工作范围为飞行速度高于失速速度20%以上。本发明在固定翼电动飞机下降高度和降低速度时,通过电机3向发电机的转变,能够降低本发明的飞行能耗,使得本发明在安全飞行的条件下具有飞行能耗低的特点。

[0062] 为了使本发明合理使用电能,如图1、图2和图3所示,本发明的动力电池模组系统包括多个电池模组6,每个电池模组6由多个锂离子电池单元组成。以四个电池模组6为例,如每个电池模组6由n个锂离子电池单元串联而成,则每个电池模组6的放电电压范围为 $(2.5V-3.7V) * n$ ,电池管理系统4的输入电压为 $(2.5V-3.7V) * 4 * n$ ,电池管理系统4通过继电器控制各个电池模组6在电路中的通断。在至少一个电池模组6性能衰减或失效后,其余电池模组6可继续为电机3提供电力,保障飞行安全;作为进一步优选,根据飞行性能要求,本发明的电池系统通过其电池管理系统4的控制,具备均衡使用或者顺序使用多个电池模组6电能的功能,即电池管理系统4的均衡控制单元。飞机起飞时所需功率大于平飞时所需功率,例如小型飞机,包括轻型运动飞机,在海拔4000米高度以下,飞机平飞过程中,所需功率为起飞过程的25-40%,固定翼电动飞机在正常平飞阶段,电机3功率低于起飞时最大功率的40%,同时落地时功率消耗极小。本发明在固定翼电动飞机起飞阶段,所有电池模组6均提供电力输出,以确保足够电力输出,从而保证飞行安全;同时,根据飞机起飞重量、风向和风速、气温、环境大气压、场道参数以及飞机离地后的爬升梯度要求,固定翼电动飞机上的动力控制系统提示所需起飞功率。在执行短航程、短飞行时间的飞行任务,如短时间本场飞行等任务后,电动飞机仍富余一部分电量,如果此部分剩余电量均衡分布在各个电池模组6中,则需要在下一个飞行任务前对所有电池模组6进行充电或更换各个电池模组6,影响飞行效率;为此,在执行短航程、短飞行时间的飞行任务中,飞机使用全部电池模组6的电力起飞后,可以手动操作动力控制系统5,选择顺序使用电池模组6电量的工作方式,便于飞行任务完成后进行下一个飞行准备。本发明通过电池管理系统4合理使用多个电池模组6的电能,在保证固定翼电动飞机安全起飞的前提下具有电能使用合理的特点。

[0063] 如图1所示,针对小型飞机或无人机,本发明的电池管理系统4为一个,一个电池管理系统4与多个电池模组6采用集中式分布,便于在固定翼电动飞机上排布,并能降低固定翼电动飞机的整体重量。

[0064] 如图2和图3所示,对安全性要求高时,作为保障飞行安全的冗余设计,本发明的电池管理系统4为多个,多个电池管理系统4与多个电池模组6一一对应,各电池管理系统4独立运行,安全性高。

[0065] 为了扩大本发明的适用范围,使本发明的固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统适用于不同类型的固定翼电动飞机,如图3和图8所示,本发明的对转螺旋桨1为多对,在固定翼电动飞机上呈对称分布,每对对转螺旋桨1均对应一个齿轮箱2和一个电机3,此时适用于中型和大型固定翼电动飞机。如图1、图2和图7所示,对转螺旋桨1为一对,安装在固定翼电动飞机的机头前端,此时适用于轻型和小型固定翼电动飞机。本发明通过对对转螺旋桨1在固定翼电动飞机上的布置,扩大了本发明的适用范围,从而使得本发明具有适用范围广的特点。

[0066] 如图1、图2、图3、图7、图8、图9、图10和图11所示,本发明还提供了一种具有固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统的固定翼电动飞机。作为对固定翼电动飞机对转螺旋桨动力系统的不同形式的应用,对于起飞重量小的固定翼电动飞机,固定翼电动飞机的对转螺旋桨1为一对,安装在固定翼电动飞机的机头前端,或作为推力螺旋桨,安装在固定翼电动飞机的机身尾部;对于起飞重量大的固定翼电动飞机,多对对转螺旋桨1在固定翼电动飞机上以固定翼电动飞机的纵向轴线为基准呈对称分布。

[0067] 实施例1:

[0068] 如图1、图7和图8所示,本实施例提供的固定翼电动飞机的机型可以为小型无人机或轻型运动飞机,此时对转螺旋桨1安装在固定翼电动飞机的机头前方或以推力螺旋桨形式,安装在飞机尾部。对转螺旋桨1的对数为一对,对应一个齿轮箱2和一个电机3。与此对应,动力电池模组系统包括两个电池模组6,对应匹配一个电池管理系统4和一个动力控制系统5。此时固定翼电动飞机用于娱乐和运动飞行、航拍航测或作为无人机飞行平台。

[0069] 实施例2:

[0070] 如图2、图7和图8所示,本实施例提供的固定翼电动飞机的机型可以为小型飞机,座位数在4座,最大起飞全重在1000-1800公斤,此时对转螺旋桨1安装在固定翼电动飞机的机头前方。对转螺旋桨1的对数为一对,对应一个齿轮箱2和一个电机3。与此对应,动力电池模组系统包括多个电池模组6,电池管理系统4和电池模组6一一对应,对应匹配一个动力控制系统5。此时固定翼电动飞机用于飞行训练、个人飞行、航拍航测等。

[0071] 实施例3:

[0072] 如图3、图9和图10所示,本实施例提供的固定翼电动飞机的机型可以为中型或大型支线飞机,此时对转螺旋桨1安装在固定翼电动飞机的两翼上。对转螺旋桨1的对数为两对,两对对转螺旋桨1以固定翼电动飞机的纵向中轴线为基准呈对称分布,每对对转螺旋桨1对应一个齿轮箱2和一个电机3。与此对应,动力电池模组系统包括多个电池模组6,电池管理系统4和电池模组6一一对应,对应匹配一个动力控制系统5。此时固定翼电动飞机用于支线航空客运或货运。

[0073] 实施例4:

[0074] 如图11所示,本实施例提供的固定翼电动飞机的机型可以为水陆两栖飞机,此时对转螺旋桨1安装在固定翼电动飞机的机身尾部。对转螺旋桨1的对数为一对,为固定翼电动飞机提供推力。对转螺旋桨1对应一个齿轮箱2和一个电机3。与此对应,动力电池模组系

统包括多个电池模组6,电池管理系统4和电池模组6一一对应,对应匹配一个动力控制系统5。此时固定翼电动飞机用于水陆两栖飞行训练、个人飞行、航拍航测等。

[0075] 由技术常识可知,本发明可以通过其它的不脱离其精神实质或必要特征的实施方案来实现。因此,上述公开的实施方案,就各方面而言,都只是举例说明,并不是仅有的。所有在本发明范围内或在等同于本发明的范围内的改变均被本发明包含。

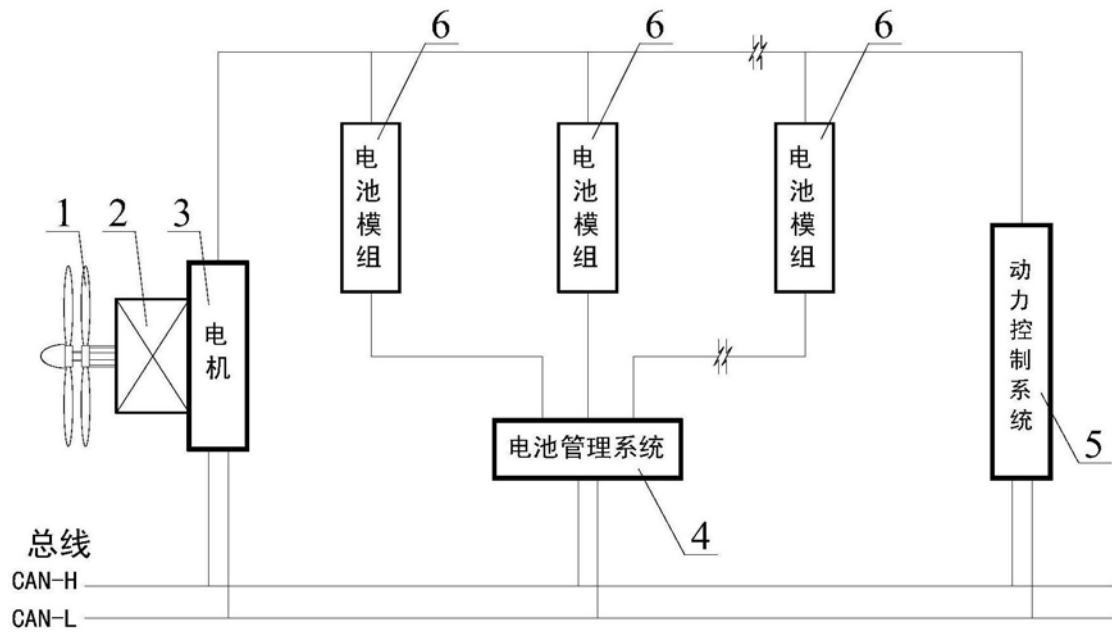


图1

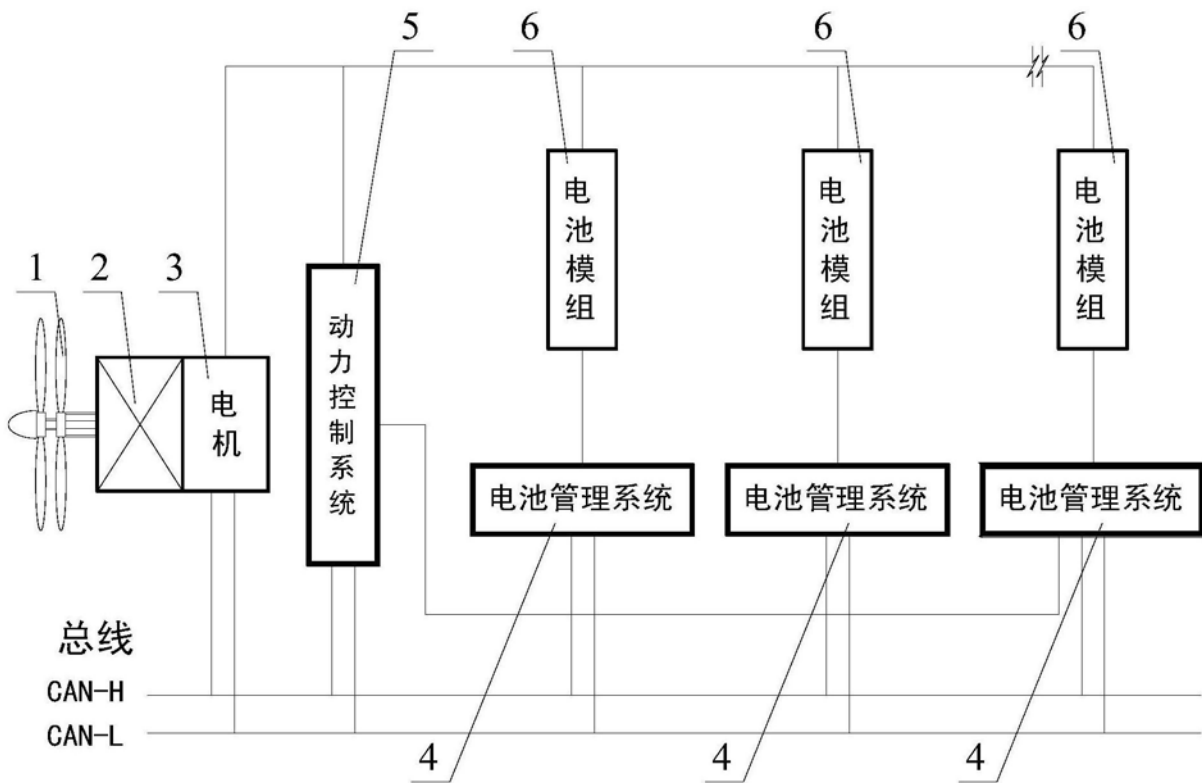


图2

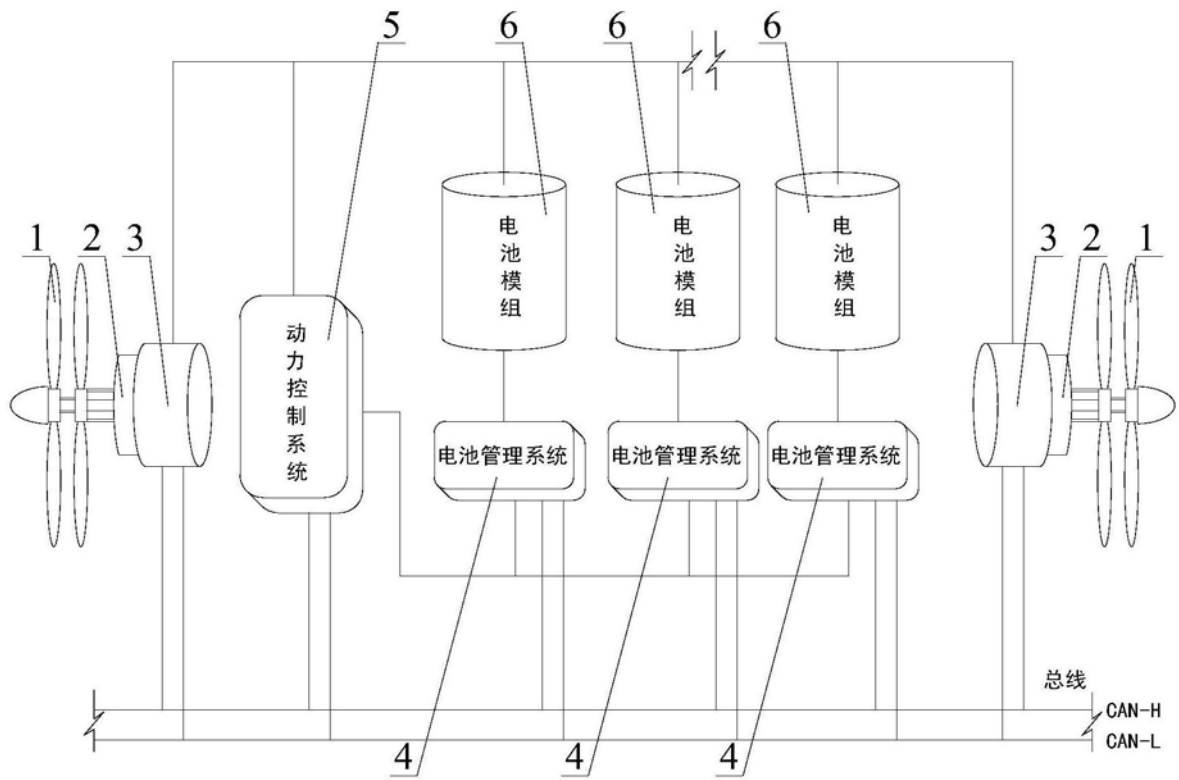


图3

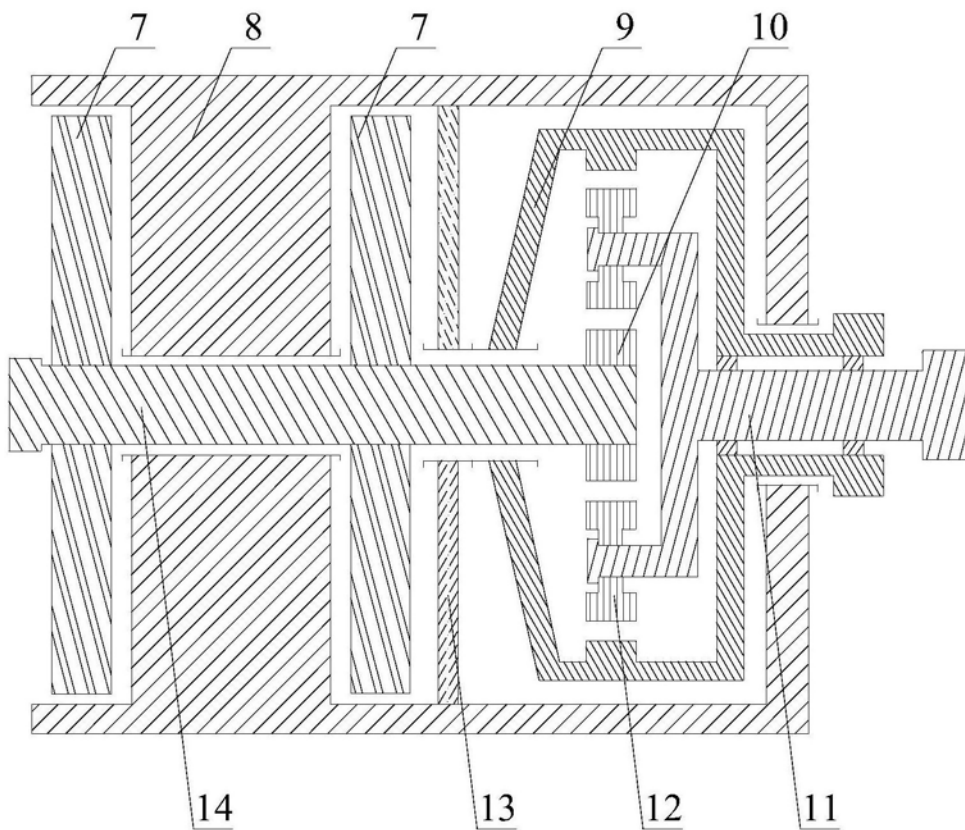


图4

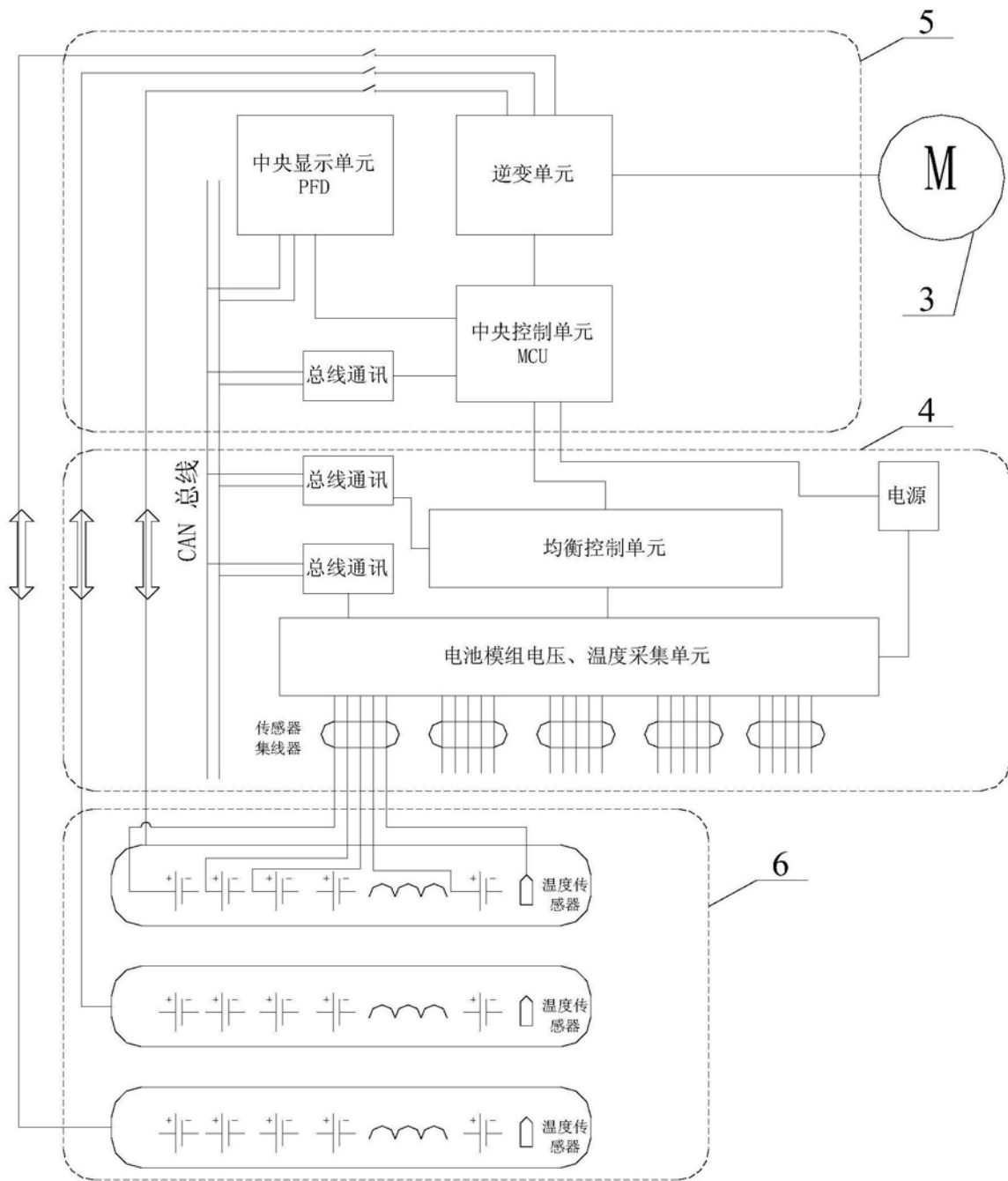


图5

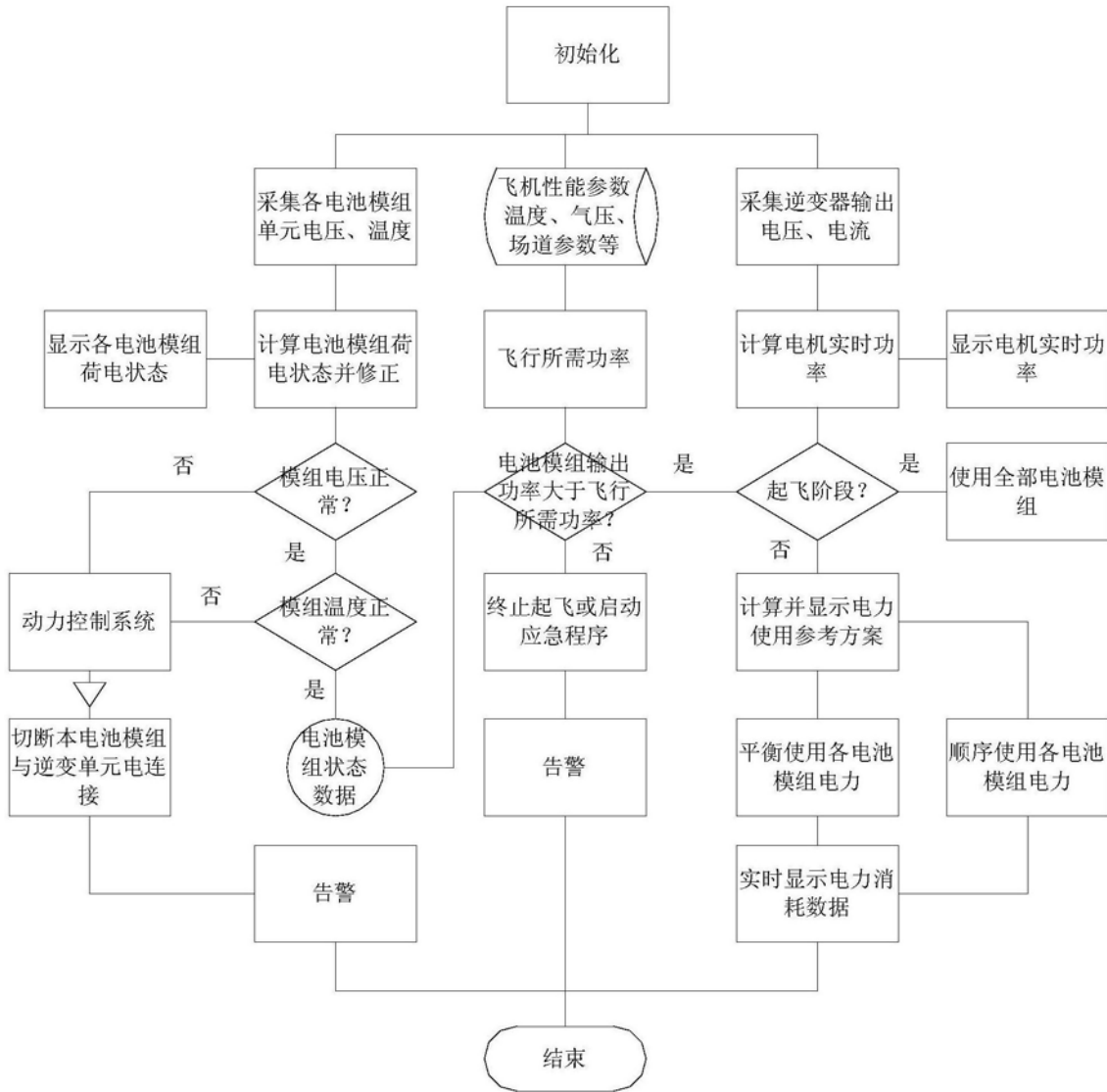


图6

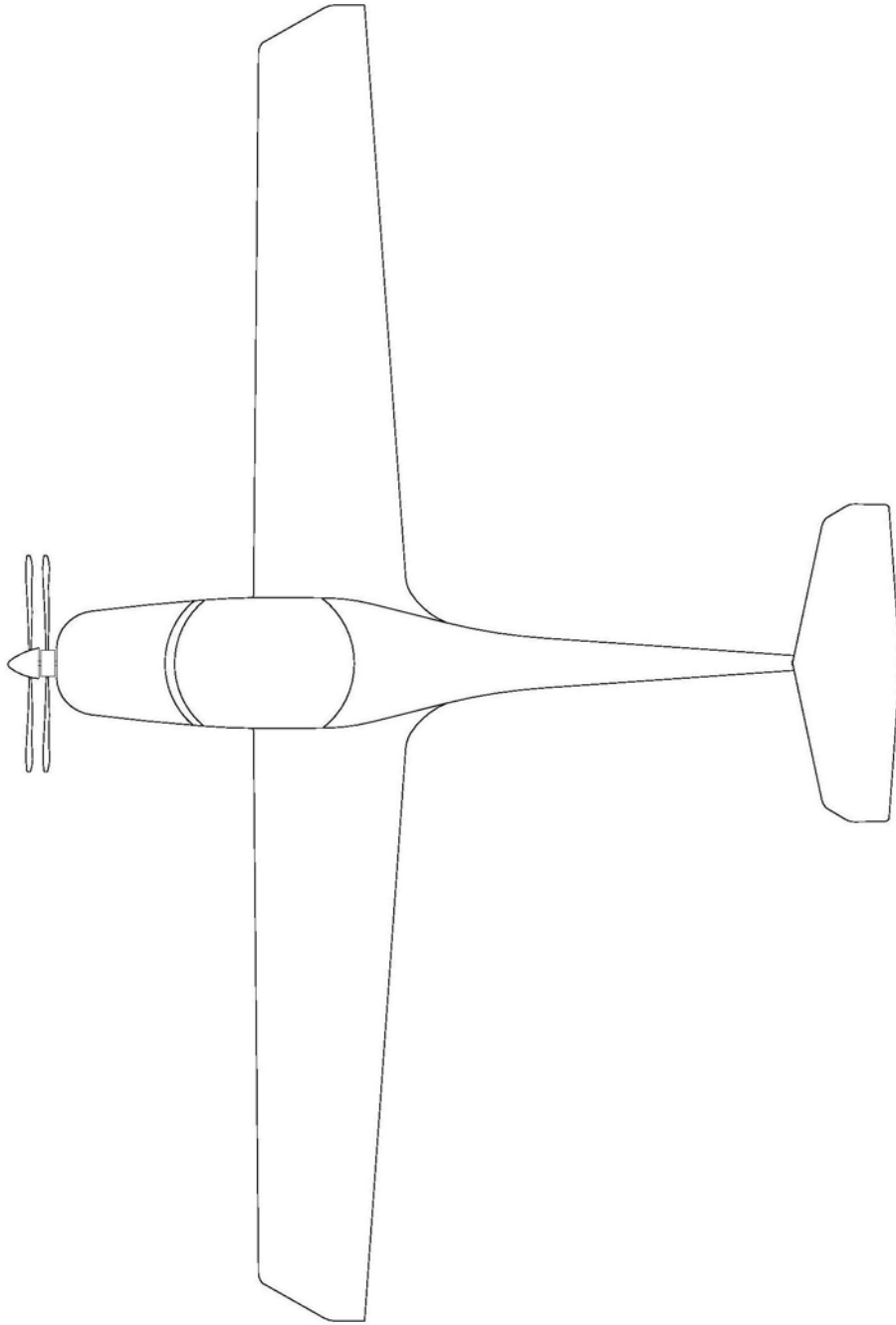


图7



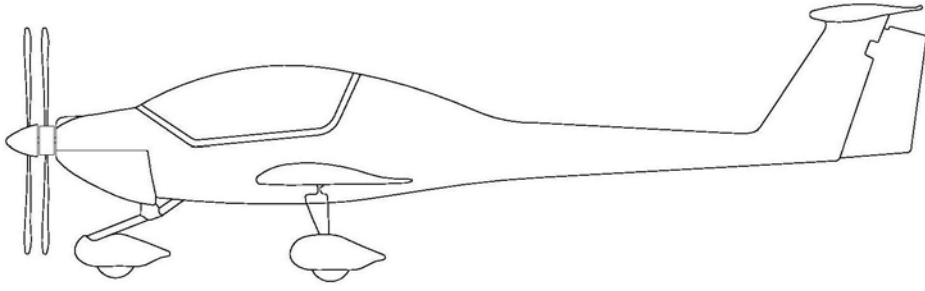


图8

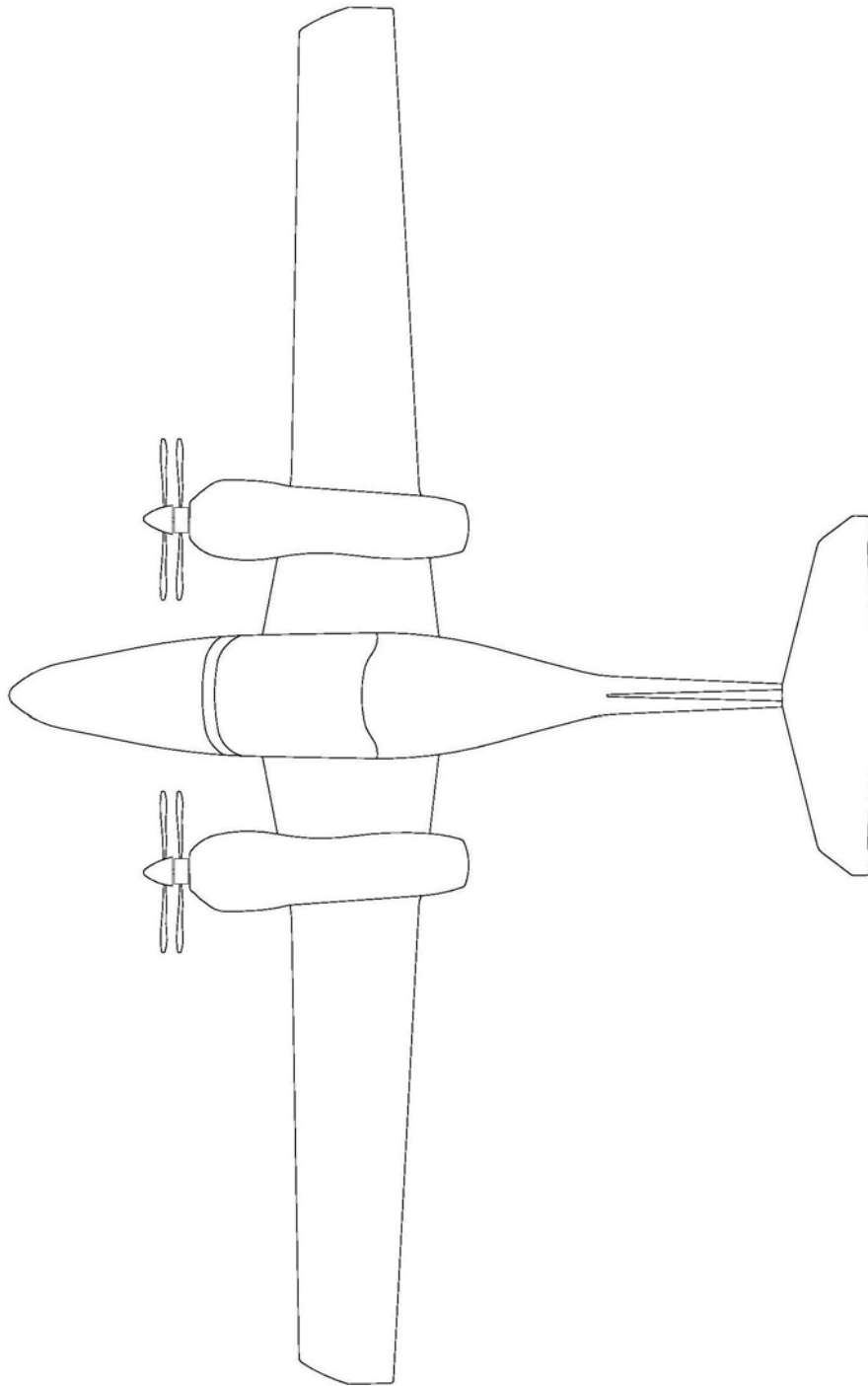


图9

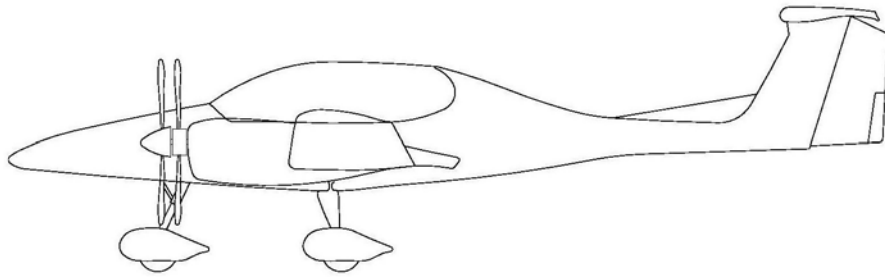


图10

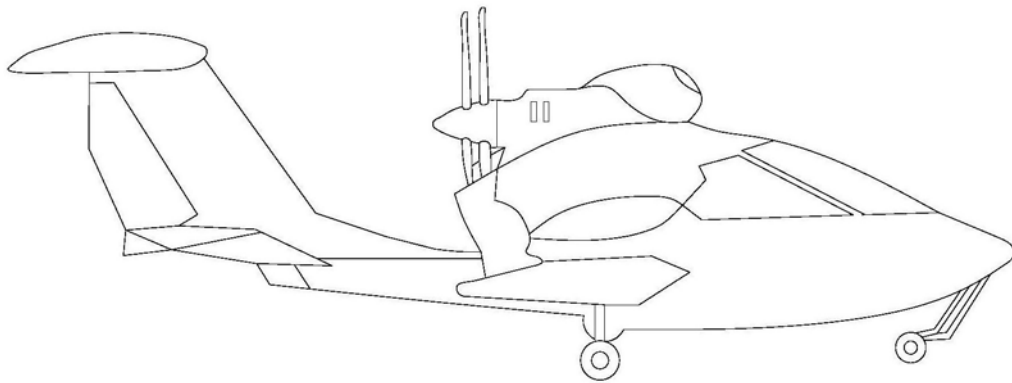


图11

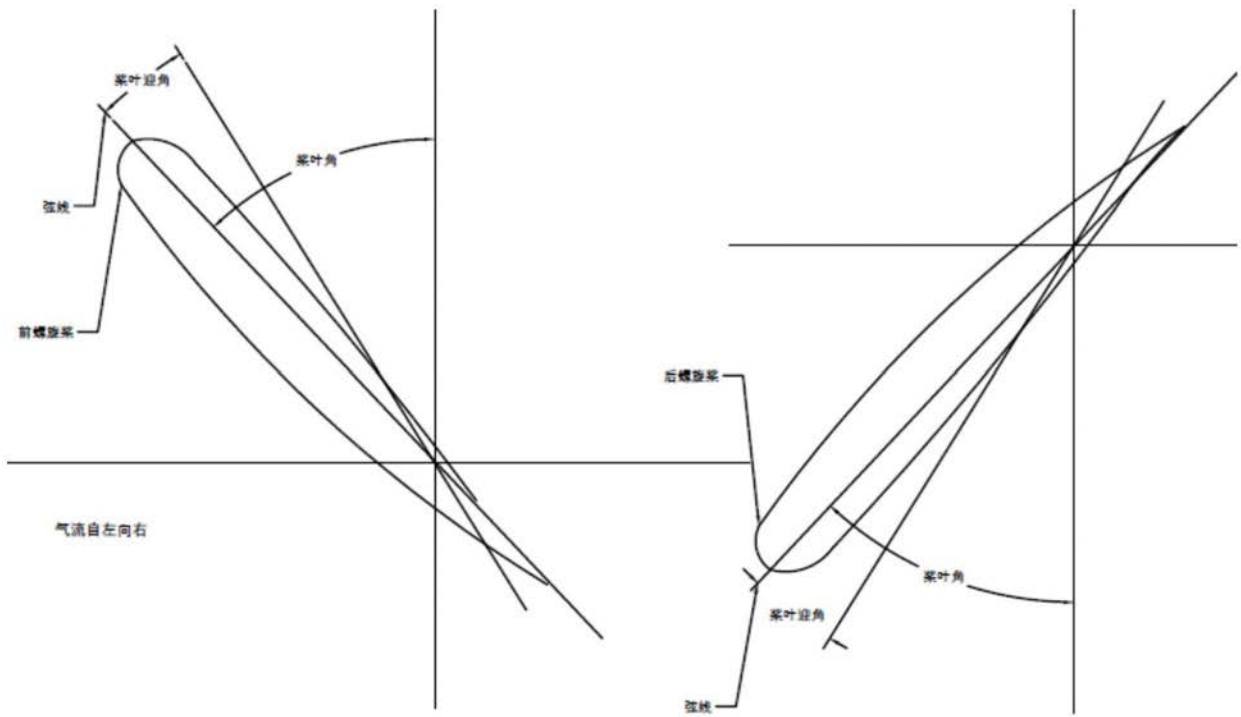


图12

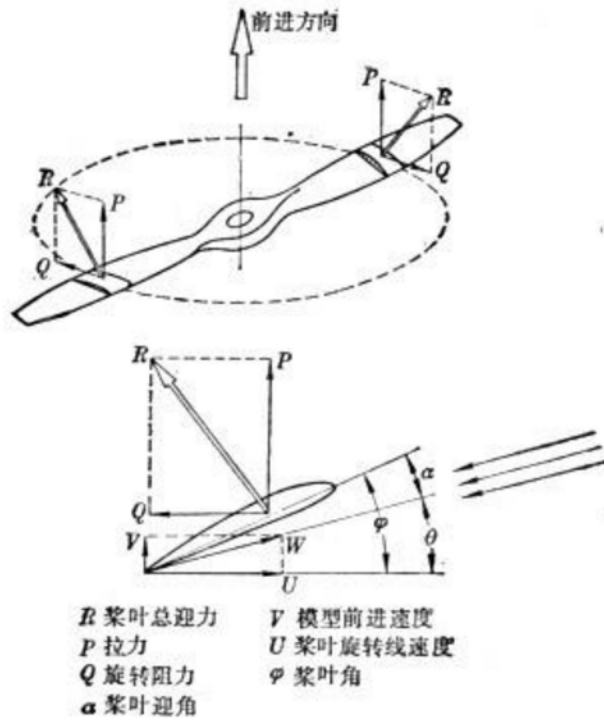


图13