



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107745819 A

(43)申请公布日 2018.03.02

(21)申请号 201710892945.2

(22)申请日 2017.09.27

(71)申请人 重庆科创职业学院

地址 402160 重庆市永川区昌州大道西段
28号

(72)发明人 闫俊岭 黄贻培

(74)专利代理机构 北京国坤专利代理事务所
(普通合伙) 11491

代理人 黄耀钧

(51) Int. Cl.

B64D 27/24(2006.01)

B60L 8/00(2006.01)

H02J 7/35(2006.01)

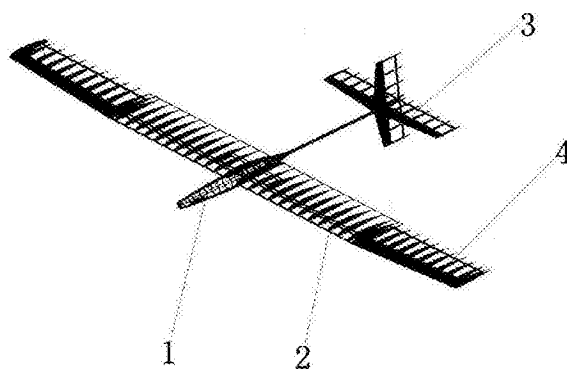
权利要求书2页 说明书8页 附图2页

(54)发明名称

一种固定翼太阳能飞机

(57)摘要

本发明属于固定翼飞机技术领域,公开了一种固定翼太阳能飞机,机翼和尾翼上封装有太阳能电池板;机翼铺设太阳能电池板的位置用直线代替原来的曲线,在整个机翼翼面上形成两个平面,铺设太阳能电池板;尾翼的水平尾翼在两个翼肋之间铺设太阳能电池板;尾翼的垂直尾翼未布置太阳能电池板;电池板安装到机翼骨架涂胶,经匹配电缆线串并联后与能源管理系统连接,使光伏阵列能在各种不同的日照和温度环境下智能化地输出最大功率。本发明方案二提高传输电压,并找到了高效的动力转换组合,大大提升太阳能的利用率。加装飞控系统,可以提高飞行稳定性,实现自主飞行,飞行数据监测等功能。



1. 一种固定翼太阳能飞机,其特征在于,所述固定翼太阳能飞机设置有:

机身;

所述机身的两侧为机翼;

所述机身的尾部为尾翼;

所述机翼和尾翼上封装有太阳能电池板;所述机翼铺设太阳能电池板的位置用直线代替原来的曲线,在整个机翼翼面上形成两个平面,铺设太阳能电池板;所述尾翼的水平尾翼在两个翼肋之间铺设太阳能电池板;所述尾翼的垂直尾翼采用了十字型安装方式,垂尾未布置太阳能电池板;

所述电池板安装到机翼骨架涂胶,经匹配电缆线串并联后与能源管理系统连接,使光伏阵列能在各种不同的日照和温度环境下智能化地输出最大功率。

2. 如权利要求1所述的固定翼太阳能飞机,其特征在于,所述太阳能电池板的连接方式定为:32片串联为一组,再3组并联,形成一个电压16V,电流16.8A的电池组。

3. 如权利要求1所述的固定翼太阳能飞机,其特征在于,在机翼的弦向各布置了2片太阳能电池板,左右机翼共布置了 $38 \times 2 = 76$ 片电池,尾翼布置了16片,共计有96片电池布置在翼面上。

4. 如权利要求1所述的固定翼太阳能飞机,其特征在于,所述机翼的翼型设计为MH116,相对厚度12%,相对弯度5.8%。机翼中段为矩形翼,外段3/4处为梯形翼。

5. 如权利要求1所述的固定翼太阳能飞机,其特征在于,所述固定翼太阳能飞机的展弦比12.5;副翼面积相对机翼面积取18%,副翼长度为机翼的70%;机翼安装角应正0-3度;机翼的上反角3度;重心在机翼前缘后的25~30%平均气动弦长处;机身长度选翼展和机身的比例47.8%;机头的长度为750毫米;垂直尾翼面积占机翼的10%;方向舵面积为垂直尾翼面积的25%。

6. 如权利要求1所述的固定翼太阳能飞机,其特征在于,水平尾翼采用双凸对称翼型,水平尾翼的面积应为机翼面积的22%;升降舵的面积为水平尾翼面积的20%;水平尾翼前缘应安装在距机翼前缘的1240毫米处;焦点在机翼弦长42%处。

7. 如权利要求1所述的固定翼太阳能飞机,其特征在于,所述固定翼太阳能飞机对的太阳能飞机动力系统包括:太阳能电池板、能源管理系统、蓄电池、电子调速器、接收机、无刷电机、飞控系统;

太阳能电池板通过电源线与能源管理系统连接,能源管理系统通过导线与蓄电池、电子调速器、接收机飞控系统连接;电子调速器通过导线与无刷电机连接。

8. 如权利要求1所述的固定翼太阳能飞机,其特征在于,所述能源管理系统包括核心控制模块、采样模块、驱动模块、升压式DC/DC变换器模块。

9. 一种如权利要求1所述固定翼太阳能飞机的能源管理方法,其特征在于,所述能源管理方法包括:根据光伏电池本身的电压电流值确定最大功率点;采用自寻优的算法,扰动观察法主要根据光伏电池的P-V特性,通过扰动端电压来寻找MPPT;通过不断扰动使太阳能电池输出功率趋于最大;

单片机采集太阳能电池的输出电压和输出电流及蓄电池的充电电流和开路电压,通过控制算法改变占空比,调节太阳能电池的输出电压和电流,实现太阳能电池在符合马斯曲线的条件下以最佳功率对蓄电池充电。

10. 如权利要求9所述的能源管理方法,其特征在于,所述自寻优具体包括:首先穷举法全局寻优的过程,在找出全局最大功率点后,采用成功失败法跟踪最大功率点;

扰动观察法的控制器每隔一段时间增加或减少光伏阵列输出电压或者电流,比较扰动前后阵列输出的功率变化,若输出功率增加,将按照上周期的方向继续扰动,否则改变扰动方向;

MPPT的跟踪策略,在启动或重启的时候采用穷举方法进行全局寻优,找到当前最大功率点;通过调整PWM的占空比来改变DC/DC转换器的降压比,达到调整太阳能电池阵列工作电压为最大功率点电压的目的。

一种固定翼太阳能飞机

技术领域

[0001] 本发明属于固定翼飞机技术领域,尤其涉及一种固定翼太阳能飞机。

背景技术

[0002] 目前固定翼飞机的能源多为汽油和柴油,而大部分则采用蓄电池作为驱动飞行的能源。由于飞机携油量有限或蓄电池储能能力有限,造成飞机的续航能力弱。因此,长航时太阳能无人机的设计、应用研究列为新世纪航空工业重点发展的一个新领域新热点。飞机可根据需要加装不同的机载设备,如航拍、测绘设备等,进行实时图像及数据传输。

[0003] 综上所述,现有技术存在的主要问题是:白天收集的来自太阳能电池板的能量必须足以驱动电动机、机载电子设备并且能够给电池充电,而电池要提供足够从黄昏到第二天早上飞行的能量,直到第二天一个新周期开始。同样,升力要平衡飞机重量,以便维持高度。这也是目前急需解决的能量和质量平衡设计关键点。

[0004] 本发明旨在解决完全用太阳能电池板转化的能量作为飞机飞行全过程的动力来源,起飞阶段可以用超级电容的瞬间充放电来摆脱以往对蓄电池的依赖,但有相应的蓄能装置用于保险和储存富余功率,以实现低空长航时稳定飞行。

发明内容

[0005] 针对现有技术存在的问题,本发明提供了一种固定翼太阳能飞机。

[0006] 本发明是这样实现的,一种固定翼太阳能飞机,所述固定翼太阳能飞机设置有:

[0007] 机身;

[0008] 所述机身的两侧为机翼;

[0009] 所述机身的尾部为尾翼;

[0010] 所述机翼和尾翼上封装有太阳能电池板;所述机翼铺设太阳能电池板的位置用直线代替原来的曲线,在整个机翼翼面上形成两个平面,铺设太阳能电池板;所述尾翼的水平尾翼在两个翼肋之间铺设太阳能电池板;所述尾翼的垂直尾翼采用了十字型安装方式,垂尾未布置太阳能电池板;

[0011] 所述太阳能电池板通过电源线与通过控制阵列端电压,使阵列能在各种不同的日照和温度环境下智能化地输出最大功率的能源管理系统连接。

[0012] 进一步,所述太阳能电池板的连接方式定为:32片串联为一组,再3组并联,形成一个电压16V,电流12A的电池组。

[0013] 进一步,在机翼的弦向各布置了2片太阳能电池板,左右机翼共布置了 $38 \times 2 = 76$ 片电池,尾翼布置了16片,共计有96片电池布置在翼面上。

[0014] 进一步,所述机翼的翼型为MH16,相对厚度12%,相对弯度5.8%。

[0015] 进一步,所述机翼中段为矩形翼,外段3/4处为梯形翼。

[0016] 进一步,所述固定翼太阳能飞机的展弦比12.5;副翼面积相对机翼面积取18%,副翼长度为机翼的70%;机翼安装角应正0-3度;机翼的上反角3度;重心在机翼前缘后的25~

30%平均气动弦长处;机身长度选翼展和机身的比例47.8%;机头的长度为750毫米;垂直尾翼面积占机翼的10%;方向舵面积为垂直尾翼面积的25%。

[0017] 进一步,水平尾翼采用双凸对称翼型,水平尾翼的面积应为机翼面积的22%;升降舵的面积为水平尾翼面积的20%;水平尾翼前缘应安装在距机翼前缘的1240毫米处;焦点在机翼弦长42%处。

[0018] 进一步,所述固定翼太阳能飞机对的太阳能飞机动力系统包括:太阳能电池板、能源管理系统、蓄电池、电子调速器、接收机、无刷电机、飞控系统;

[0019] 太阳能电池板通过电源线与能源管理系统连接,能源管理系统通过导线与蓄电池、电子调速器、接收机飞控系统连接;电子调速器通过导线与无刷电机连接。

[0020] 进一步,所述能源管理系统包括核心控制模块、采样模块、驱动模块、升压式DC/DC变换器模块。

[0021] 本发明的另一目的在于提供一种所述固定翼太阳能飞机的能源管理方法,所述能源管理方法包括:根据光伏电池本身的电压电流值确定最大功率点;采用自寻优的算法,扰动观察法主要根据光伏电池的P-V特性,通过扰动端电压来寻找MPPT;通过不断扰动使太阳能电池输出功率趋于最大。

[0022] MPPT最大功率点的跟踪程序包含穷举法和成功失败法。自寻优的过程是,首先在启动或重启的时候穷举法全局寻优,在找出全局最大功率点后,采用成功失败法动态跟踪跟踪最大功率点。扰动观察,即控制器每隔一段时间增加或减少光伏阵列输出电压或者电流(就是调整PWM的占空比来改变DC/DC转换器的降压比),然后比较扰动前后阵列输出的功率变化,若输出功率增加,将按照上周期的方向继续扰动,否则改变扰动方向。

[0023] 总之,单片机采集太阳能电池的输出电压和输出电流及蓄电池的充电电流和开路电压,通过控制算法改变占空比,调节太阳能电池的输出电压和电流,实现太阳能电池在符合马斯曲线的条件下以最佳功率对蓄电池充电。

[0024] 本发明的优点及积极效果为:将太阳能作为动力来源,大展弦比机翼结构设计,飞机气动外形常规布局,考虑安全性高、易操控;机翼设计上,满足对翼肋的布局与尺寸优化设计,通过翼型设计软件ProfiliV2验证整机具有高升阻比曲线;飞机结构提高结构强度重量比上,采用新的碳纤维支撑材料和连接工艺,减轻机体重量;在太阳能电池板板的封装,将太阳能电池板板成功整体贴合在机翼上表面的曲面上,创新改进翼肋后处理,参考图4,后续改进可采用高效柔性太阳能薄膜电池,大大减少对机翼气动外形的影响;加装飞控系统,可以提高飞行稳定性,实现自主飞行,飞行数据监测等功能。CADC竞赛属小型太阳能飞机,方案一采用减速驱动方式,提高螺旋桨效率,空机总质量满足3kg以内,整体优化后测试有效载荷可达0.5kg—1kg。

[0025] 继而改进方案二,在能量转换效率方面,采用新型高压、低电流输电方式(如6S电池),配合高压无刷电调和新型超大直径低KV、高效的轻薄无刷电机(MN3508/KV380),直接驱动大直径螺旋桨(匹配20寸螺旋桨),既可减少电流和线上损耗,又可减小螺旋桨减速机构的能量损耗,减轻重量。

[0026] 本发明的首先要考虑一个好的辐照度模型取决于变量如地理位置、时间、太阳能电池板方向和反照率等所需要的因素;其次,平飞时的功率平衡。质量估计模型。因此,对于飞机的优化和整合以及技术方面的努力是必要的。高空长航时太阳能飞机,一般展弦比都

在30左右,参考CADC竞赛规则整机<3kg,初步设计展弦比12.5,本发明能够在照度相当于夏天晴好天气一半的情况下持续飞行的飞机,已经是难度极大的创新与超越。

[0027] 本发明的太阳能电池板的封装方式、能源管理系统与飞行控制系统,同时大大减少了设计成本。选用上表面曲率小的高升阻比翼型,配合高的展弦比及面积合适的水平尾翼和垂直尾翼,降低了机翼载荷,提高了整机升阻比和飞机的低空低速滑翔性能;选用转化效率接近20%的新型轻质单晶硅太阳能电池板,配合高效的蓄能装置和输电方式。改进用超大直径低KV、高效的电机直接驱动大直径螺旋桨,这样减少了能量损耗,延长了飞机的留空时间。太阳能电池板封装及覆盖后,机翼的重量小于整机重量的70%,调整尾翼和其他部件的安装位置,使飞机具有良好的安定性和操纵性。

附图说明

- [0028] 图1是本发明实施例提供的固定翼太阳能飞机结构示意图;
[0029] 图2是本发明实施例提供的太阳能飞机动力系统结构示意图;
[0030] 图3是本发明实施例提供的翼肋结构示意图;
[0031] 图4是本发明切割处理后的翼肋结构示意图;
[0032] 图中:1、机身;2、机翼;3、尾翼;4、太阳能电池板。

具体实施方式

[0033] 为了使本发明的目的、技术方案及优点更加清楚明白,以下结合实施例,对本发明进行进一步详细说明。应当理解,此处所描述的具体实施例仅仅用以解释本发明,并不用于限定本发明。

[0034] 下面结合附图对本发明的应用原理作详细的描述。

[0035] 如图1所示,本发明实施例提供的固定翼太阳能飞机包括:机身1、机翼2、尾翼3、太阳能电池板4。

[0036] 机身1的两侧为机翼2,机身1的尾部为尾翼3,机翼2和尾翼3上封装有太阳能电池板4。

[0037] 如图2所示,太阳能飞机动力系统包括:太阳能电池板、能源管理系统、蓄电池、电子调速器、接收机、无刷电机、飞控系统。

[0038] 太阳能电池板通过电源线与能源管理系统连接,能源管理系统通过导线与蓄电池、电子调速器、接收机飞控系统连接;电子调速器通过导线与无刷电机连接。

[0039] 下面结合附图对本发明的应用原理作进一步的描述。

[0040] 本发明实施例提供的固定翼太阳能飞机的设计方法包括以下步骤:

[0041] 第一步,飞机的总体设计

[0042] 飞机总体设计包括太阳能电池板板的设计、动力系统设计、气动外形设计、能源管理系统、翼型设计。

[0043] 1、太阳能电池板板的设计:

[0044] 本发明选用的太阳能电池板为单晶硅太阳能电池板,其基本数据如下:

[0045] 表1深圳晶源CRYSTAL SOLAR单晶硅太阳能电池板数据

[0046]

材料	尺寸	重量	转化效率	工作电压	工作电流	功率	开路电压	短路电流
单晶硅	125mm*125mm±0.5mm	0.007kg	平均18%	0.5V	5.6A	2.8W	0.58V	6.2A

[0047] 选用性能较好的锂聚合物电池。单节锂聚合物电池的电压范围为3.7V~4.2V,单节锂电池大约需要10片太阳能电池板串联为其充电。太阳能电池板的连接方式定为:32片串联为一组,再将这样的3组并联,形成一个电压16V,电流16.8A的电池组。

[0048] 2、动力系统设计:

[0049] 动力系统由电池(包括太阳能电池板和锂电池,电池同时也属于能源系统)、电子调速器、电机、螺旋桨、减速器和控制装置组成。选用40A电子调速器,选用BL2815/kv920电机,选用德国进口的CAM折叠桨,规格为电机推荐的1206,预计可以产生1.6kg的拉力,推重比0.4。在进一步的研究中拟通过计算与实验,找到一个高效的减速比,以此为基础选择10:1减速组,460MX/kv3200电机,螺旋桨采用22寸桨。

[0050] 太阳能电池板吸收太阳能后将其转化为电能(直流电),经由太阳能控制器传输到无刷电调,无刷电调将传来的直流电转换成交流电,为飞机电机提供动力,电机驱动螺旋桨来带动飞机起飞;同时富余功率也经由控制器储存到蓄能装置中,作为备用能量以延长飞机留空时间。如图2所示。

[0051] 3、气动外形设计:

[0052] 当前太阳能无人机的气动布局形式主要有常规布局和飞翼布局两种。采用了常规布局,为铺设更多的太阳能电池板以及获得更好的滑翔性能,机翼为大展弦比的矩形翼,水平尾翼上同样布置有太阳能电池板。而为了减小遮挡面积,垂直尾翼采用了十字型安装方式,垂尾未布置太阳能电池板。起落架采用前三点式。

[0053] 在机翼的弦向各布置了2片太阳能电池板,前缘与副翼部分由于工艺复杂没有布置任何太阳能电池板。左右机翼共布置了 $38*2=76$ 片电池,尾翼布置了16片,共计有96片电池布置在翼面上。

[0054] 4、能源管理系统

[0055] 最大功率点的跟踪(MPPT)通过控制阵列端电压,使阵列能在各种不同的日照和温度环境下智能化地输出最大功率。MPPT控制也可以先根据采集到的太阳能电压、电流值以及功率值来判断其运行在哪个工作区,然后根据不同的工作区采取不同的工作指令进行跟踪控制。

[0056] 能量管理中,本设计限制部分线路的单向导通。太阳能电池板能为储能电池充电。充电过程中,充电电流随日照变化而变化,要满足一个理想的系统稳定充电电流而不至于变化过于剧烈。另外,对于多节串联的储能电池应能实现平衡充电,并且时刻监视电压,不出现过充现象。

[0057] 智能协调用电方式。太阳能无人机由地面遥控,在地面上发送指令(例如加减速飞行),主控制器接收到后,就会采集系统状态、太阳能电池板阵的电流、电压、储能电池的状态、负载的用电功率,电机的电流等,判断是由太阳能电池板阵还是燃料电池或者两者同时供电,最后由执行机构完成操作。

[0058] 32片太阳能电池在标准测试条件下的额定峰值功率为89.6W,标称工作电压电压为16V,经实验,得到直接对蓄电池充电和采用MPPT算法充电在不同条件下测得的充电电流。实验表明,采用了MPPT充电控制器以后,在相同的外界条件下,太阳能电池的充电功率

比直接充电有了明显的提高。

[0059] 5、翼型设计：

[0060] 根据飞行高度、翼弦、飞行速度等参数来确定该飞机所需的雷诺数，再根据相应的雷诺数和您的机型找出合适的翼型。设计飞机速度 $V=10$ 米每秒左右，机翼平均气动弦长 $L=400$ mm，飞行高度 $H=100$ 米，估算 $Re=68559 \times VL$ 。由于夏季气温较高，会对空气密度和空气粘性系数产生影响，Profili中还加入了高度，用来补偿空气密度。

[0061] 机翼的翼型选取，主要考虑在低雷诺数条件下有较大的升阻比。最终确定翼肋为MH116(相对厚度12%，相对弯度5.8%，参考图3)，根据翼型的性能曲线图，得出该翼型在一定迎角范围内的升力曲线图，阻力曲线图和升阻比曲线图。翼梢的处理，为了减少翼梢涡流的影响，采取改变翼梢形状的办法来解决它。

[0062] 第二步，机翼与机身的设计

[0063] 1、确定机翼的面积：普通固定翼飞机的翼载荷为35-100克/平方分米，设计选择80克/平方分米的翼载荷。40级的练习机一般全重为2.5kg，CADC竞赛太阳能飞机设计小于3kg。普通固定翼飞机的展弦比应在5-6之间，太阳能飞机需要大展弦比，本方案选择12.5。

[0064] 本方案太阳能飞机翼展约5m，机身长2.39m，弦长0.4m，全重2.9kg。机翼中段为矩形翼，外段3/4处为梯形翼。

[0065] 表2机翼设计数据

[0066]

	展长(mm)	展弦比	翼面积(m ²)	根梢比	尾容量
机翼	5000	12.5	1.976	1.00	
平尾	1100	2.75	0.4347	1.00	0.63
垂尾(上)	300	1.38	0.135	1.65	0.01
垂尾(下)	100	0.42	0.048	1.40	0.003

[0067] 2. 确定副翼的面积。本方案副翼面积相对机翼面积取18%，副翼长度为机翼的70%左右。

[0068] 3. 确定机翼安装角。以飞机拉力轴线为基准，机翼的翼弦线与拉力轴线的夹角就是机翼安装角。机翼安装角应在正0-3度之间。机翼设计安装角的目的，是为了使飞机在低速下有较高的升力。设计时要不要安装角，主要看飞机的翼型和翼载荷。

[0069] 4. 确定局部机翼上反角。机翼的上反角，是为了保证飞机横向的稳定性。有上反角的飞机，当机翼副翼不起作用时还能用方向舵转弯，选择3度上反角，一般采用U型或双V型上反角。同时，还要设计面积合适的垂直尾翼，以保持飞机的方向安定性；再配置适当翼型的水平尾翼以增加纵向安定性。

[0070] 5. 确定重心位置。重心的确定非常重要，重心太靠前，飞机就头沉，起飞降落抬头困难。一般飞机的重心在机翼前缘后的25~30%平均气动弦长处。特技机27~40%。在允许范围内，重心适当靠前，飞机比较稳定。

[0071] 6. 确定机身长度。选翼展和机身的比例47.8%，本方案机身的长度就确定为2390毫米。

[0072] 7. 确定机头的长度。机头的长度，指机翼前缘到螺旋桨后平面的之间的距离，本方案为750毫米。

[0073] 8. 确定垂直尾翼的面积。垂直尾翼是用来保证飞机的纵向稳定性的。垂直尾翼面积越大,纵向稳定性越好。另外,飞机速度大,垂直尾翼面积越大,反之就小。综合考虑,取9.2%。

[0074] 9. 确定方向舵的面积。方向舵面积约为垂直尾翼面积的25%。。

[0075] 10. 确定水平尾翼的翼型和面积。水平尾翼采用双凸对称翼型,水平尾翼的面积应为机翼面积的22%,计算后得出水平尾翼的面积为434720平方毫米。水平尾翼的宽度约等于0.7个机翼的弦长。

[0076] 11. 确定升降舵面积。升降舵的面积约为水平尾翼面积的20%。通过计算得出升降舵面积约为36600平方毫米。

[0077] 12. 确定水平尾翼的安装位置。从机翼前缘到水平尾翼之间的距离,即尾力臂的长度,本方案为翼弦长的3.1倍。那么,水平尾翼前缘应安装在距机翼前缘的1240毫米处。垂直尾翼、水平尾翼和尾力臂这三个要素合起来,就是“尾容量”。

[0078] 13. 确定起落架。起落架后三点。前起落架的安装位置一定要在飞机的重心前8公分左右。

[0079] 14. 飞机的静稳定裕度与气动中心计算。

[0080] 气动中心位于飞机重心之前则飞机是不稳定的,位于飞机重心之后则飞机是稳定的。

[0081] 参考公式:
$$h_n = h_o + \eta_s \times v_s \times \frac{a_1}{a} \times \left(1 - \frac{dz}{da}\right)$$

[0082] 参考常规布局的经验,求出: $h_n=0.42$ 即气动中心在机翼弦长42%处。

[0083] 将静稳定裕度取为7%,即重心在弦长的35%处,重心通过移动可动部件调整位置。

[0084] 15. 绘制三视图。

[0085] 用SolidWorks软件绘制三面投影图的主要目的是为了得到您想要的飞机效果,并确定每个部件的形状和位置。

[0086] 16. 绘制结构图。

[0087] 绘制结构图的主要目的是为了确定每个部件的布局和制作步骤。如:哪个部件用什么材料,先做哪个部件后作哪个部件,部件与部件的结合方法等等

[0088] 第三步,刻翼肋和机翼组装

[0089] 图纸设计完后用激光切割机切好开始组装。机翼和水平尾翼的安装角都是以飞机的拉力轴线为基准的,机身骨架做完后,一定把它画在机身上。在安装机翼和水平尾翼时,把它们的中心线和拉力轴线平行即可。

[0090] 1. 翼肋翼梁的铺设。翼型上需要铺设太阳能电池板的位置用直线代替原来的曲线,在整个翼面上即可形成两个平面,便于铺设太阳能电池板。在机翼的后期制作中将翼型缺失的部分又重新加装,在表面热缩蒙皮的作用下,翼型在一定程度上得以恢复。机翼采用双梁式结构,前梁位于弦长25%处,是承受弯矩的主要部件;后梁位于弦长70%处,也承受一部分弯矩。在紧贴前梁的后侧安装有腹板,主要传递剪力。

[0091] 2. 焊接太阳能板,共使用96块125mm×125mm电池板。手工自制可拆设计的前三点机轮起落架。

[0092] 3.蒙皮处理。在前后梁之间的上下翼面均有蒙板,构成一个界面封闭的结构,主要传递扭矩。

[0093] 4.水平尾翼结构装配。水平尾翼所载荷相比机翼小很多,采用了单梁式的结构。在封装工艺上,则采用了一种更为优化的方式:翼型不再做特殊处理,而是在两个翼肋之间搭建平台,以便铺设太阳能电池板,对气动没有任何影响。

[0094] 5.垂直尾翼结构装配。垂直尾翼位于水平尾翼的中间,形成十字型。为了最大限度减少对平尾电池片的遮挡,垂尾采用了上下式的结构,表面用透明热缩蒙皮包装。

[0095] 6.重心调整。调整好机翼、机身、水平尾翼、垂直尾翼之间的相对位置。重点是飞机重心位置的确定,要使飞机的重心在气动中心前面,而且和气动中心的距离适当,并且处于机翼下面的最佳位置,常采用上单翼或高单翼,重心位置的确定还要考虑到飞机上的其它部件(如电机,太阳能电池板,螺旋桨等)和搭载的设备(航拍相机)的重量和所处的位置。所有这些结构和设备的重量之和不能超过飞机的预定重量。

[0096] 7.最后,安装动力系统。

[0097] 第四步,地面测试

[0098] 1.实验对比法,测试太阳能电池板在延长航时方面的效果。

[0099] 室内,无太阳能电池板情况下,将两节锂电池充满电(12.6V)后,电机开始在一稳定电流下工作并开始计时,时刻监测锂电池电压,降低到11.1V时计时结束。

[0100] 室外,阳光充足,由太阳能电池板供电,将两节锂电池充满电(12.6V)后,电机开始在同一稳定电流下工作并开始计时,时刻监测锂电池电压,降低到11.1V时计时结束,理想状态持续。

[0101] 2.拉力测试,采用两种方法分别测试动力系统不同电流下的拉力。

[0102] 在地面,直接从系在飞机尾撑上的弹簧秤中读数。该方法用于估计地面滑跑时的拉力(即考虑摩擦)。

[0103] 测不同电流下螺旋桨的转速,利用螺旋桨拉力计算器计算拉力。该方法用于估计在空中飞行时的拉力(无摩擦力)。

[0104] 通过螺旋桨拉力计算,地面的(静)摩擦力相比拉力是一个不可忽视的阻力。在起飞滑跑阶段,最大拉力时(1.6kg)推重比约为0.4,可以达到起飞拉力要求。在平飞过程中,仅用太阳能电池板可提供约15A电流,拉力约为1.1kg,推重比为0.275,可以维持平飞。

[0105] 第五步,试飞

[0106] 试飞时,应选择风力较小的天气。先在地面上多滑跑几圈,不要急于上天,发现问题及时解决。

[0107] 本发明的太阳能电池板的封装方式以及能源管理系统,大大减少了设计成本。选用上表面曲率小的高升阻比翼型,配合高的展弦比及面积合适的水平尾翼和垂直尾翼,降低了机翼载荷,提高了整机升阻比和飞机的低空低速滑翔性能;选用转化效率接近20%的新型轻质单晶硅太阳能电池板,配合高效的蓄能装置和输电方式。改进用超大直径低KV、高效的电机直接驱动大直径螺旋桨,这样减少了能量损耗,延长了飞机的留空时间。太阳能电池板封装及覆盖后,机翼的重量小于整机重量的70%,调整尾翼和其他部件的安装位置,就能使飞机具有良好的安定性和操纵性。

[0108] 以上所述仅为本发明的较佳实施例而已,并不用以限制本发明,凡在本发明的精

神和原则之内所作的任何修改、等同替换和改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

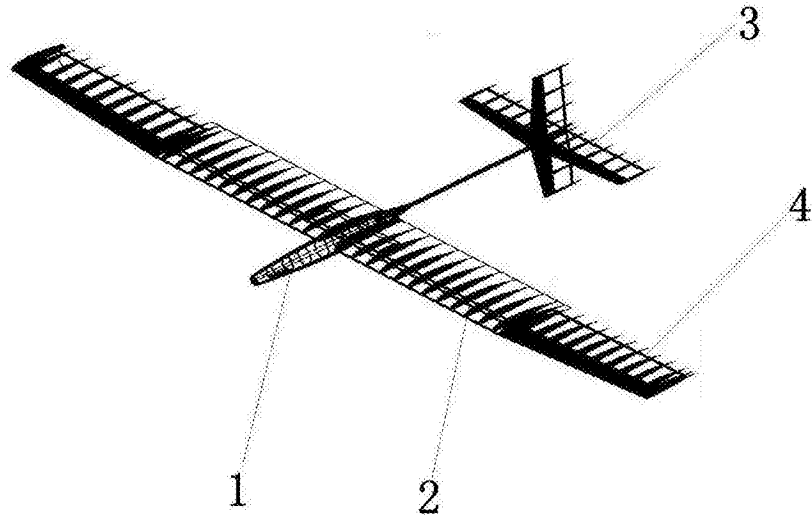


图1

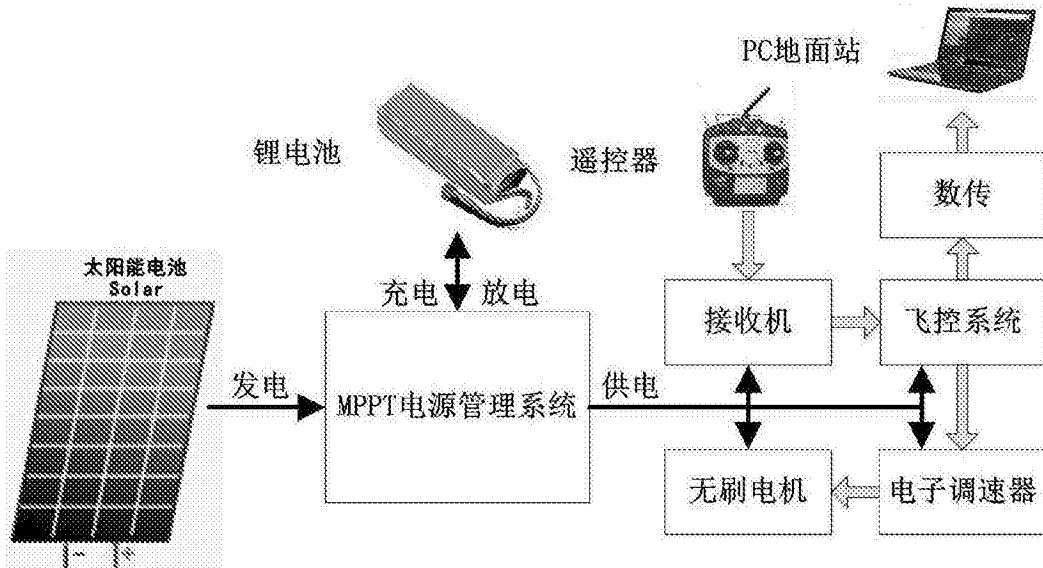


图2



图3



图4