



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103600846 A

(43) 申请公布日 2014. 02. 26

(21) 申请号 201310654113. 9

(22) 申请日 2013. 12. 04

(71) 申请人 新誉集团有限公司

地址 213164 江苏省常州市武进区高新技术
产业开发区凤林路 68 号

(72) 发明人 孙康文 祝明 郑泽伟 徐伟强

(74) 专利代理机构 常州市科谊专利代理事务所
32225

代理人 孙彬

(51) Int. Cl.

B64D 27/02(2006. 01)

G05D 3/12(2006. 01)

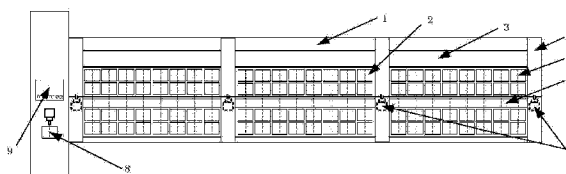
权利要求书2页 说明书5页 附图1页

(54) 发明名称

太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构及跟踪方法

(57) 摘要

本发明公开了一种太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构及跟踪方法,机翼骨架包括用于承重的蜂窝夹层型方形主梁和蜂窝夹层型翼肋,机翼上设有若干块蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块,电池模块上设有用于固定太阳能电池模块以及固定与支撑太阳能电池模块间连接线缆的叶脉型桁架结构,蜂窝夹层型翼肋上设有步进电机组,步进电机组上固定设有铰链机构,叶脉型桁架结构与步进电机通过铰链结构连接,飞机机身上设有用于角度判断的最大功率方位感知系统和用于控制指令的飞控计算机。该方案既实现了太阳能电池阵的高效化使用,又对飞机的机翼空间结构进行了充分利用,可最大限度的降低太阳能飞机在尺度和重量上对设计方案可行性的约束。



1. 一种太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构,其特征在于:机翼骨架包括用于承重的蜂窝夹层型方形主梁和蜂窝夹层型翼肋,机翼上设有若干块蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块,蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块上设有用于固定太阳能电池模块以及固定与支撑太阳能电池模块间连接线缆的叶脉型桁架结构,蜂窝夹层型翼肋上设有步进电机组,步进电机组上固定设有铰链机构,叶脉型桁架结构与步进电机通过铰链结构连接,飞机机身上设有用于角度判断的最大功率方位感知系统和用于控制指令的飞控计算机。

2. 如权利要求1所述的最大功率跟踪电池阵机构,其特征在于:所述的叶脉型桁架结构包括叶脉型桁架结构支杆和叶脉型桁架结构主杆,叶脉型桁架结构为复合材料纤维杆件,叶脉型桁架结构通过螺栓连接或螺钉连接的方式与固定在步进电机组上的铰链机构相连,叶脉型桁架结构与步进电机组同步转动。

3. 如权利要求1所述的最大功率跟踪电池阵机构,其特征在于:所述的步进电机组根据飞控计算机发送的倾角调节指令对叶脉型桁架结构上固定的蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块的倾角进行调节。

4. 如权利要求1所述的最大功率跟踪电池阵机构,其特征在于:所述的最大功率方位感知系统包括电机固定支架、微小型步进电机、随动支架、电池采样模块、数据采集与分析模块;电机固定支架用于固定微小型步进电机,微小型步进电机与随动支架相连,随动支架内设有电池采样模块,电池采样模块与数据采集与分析模块相连,微小型步进电机的转轴朝向与转动方向与步进电机组一致。

5. 如权利要求1所述的最大功率跟踪电池阵机构,其特征在于:所述蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块包括绝缘防护涂层、刚性太阳能电池片、第一轻质胶膜、绝缘基板;所述的绝缘防护涂层设于蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块的外表面,第一轻质胶膜填充于刚性太阳能电池片下表面与绝缘基板的间隙之中,绝缘基板设于蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块的底层,绝缘基板采用蜂窝夹层型结构。

6. 如权利要求5所述的最大功率跟踪电池阵机构,其特征在于:所述的绝缘基板包括自上而下依次叠放的绝缘薄膜、第一复合材料纤维板、第二轻质胶膜、蜂窝芯、第三轻质胶膜、第二复合材料纤维板;所述的绝缘薄膜用于绝缘电气,第一复合材料纤维板与第二复合材料纤维板由复合材料纤维预浸料经预压实处理后获得,第二轻质胶膜用于连接第一复合材料纤维板与蜂窝芯,第三轻质胶膜用于连接蜂窝芯与第三复合材料纤维板。

7. 如权利要求5所述的最大功率跟踪电池阵机构,其特征在于:绝缘防护涂层可采用有机硅绝缘漆或UV胶,透光率 $\geq 90\%$ 。

8. 一种太阳能飞机用最大功率跟踪方法,其特征在于,包括以下步骤:

S1. 在接收到飞控计算机进行倾角调节和数据采集与分析的控制指令后,最大功率方位感知系统进行不同倾角下的数据采集与比较;

S2. 通过对采集后的数据对比确定既定时刻下电池采样模块的最佳倾角,并将该倾角参数反馈给飞控计算机;

S3. 飞控计算机根据反馈参数对步进电机组发出倾角调节控制指令;

S4. 步进电机组通过倾角调节使固定在叶脉型桁架结构支杆上的蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块在相应倾角下获得最大功率输出。

9. 如权利要求8所述的最大功率跟踪方法,其特征在于:所述的最大功率方位感知系

统每隔 0.5 小时发送一次倾角调节、数据采集与比较指令给飞控计算机。

太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构及跟踪方法

技术领域

[0001] 本发明提供一种太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构及跟踪方法,属于太阳能光伏技术领域。

背景技术

[0002] 光伏发电是一种公认的技术含量高、很有发展前途的新能源技术。这是由于太阳能取之不尽、用之不竭,不产生任何废弃物,没有噪音等污染,对环境不会产生不良影响,是理想的清洁能源。另一方面,以太阳能作为未来飞行器的辅助能源乃至主要能源,是人类发展具有方向性和前沿性的重要研究目标。太阳能飞机是在上世纪 70 年代随着太阳能电池成本的降低而出现,由于太阳能飞机飞行不需要自带燃料,为长航时飞行创造了条件,因此,不少发达国家均致力于基于太阳能利用的高空长航时无人机的研发。

[0003] 高空长航时无人机作为可在平流层及其以上高度运行的无人飞行器,可执行情报、监视与侦察,通信中继,目标指示、毁伤评估、电信和电视服务,大气环境监测与天气预报等多种军事及民事任务,已成为当今研究的热点。

[0004] 目前的太阳能无人机主要采用太阳能光伏电池作为主要供电部件,受制于飞机表面面积有限,必须对有限面积上的太阳能电池进行高效利用。针对太阳能电池阵的高效利用,除了选用转换效率更高的刚性太阳能电池,例如砷化镓太阳能电池或单晶硅太阳能电池,还可利用有限的机翼立体结构,在一定程度上实现电池阵的最大功率跟踪。

[0005] 为此,本发明将通过对太阳能飞机用最大功率跟踪机构的合理设计以及高效刚性太阳能电池阵的有效应用,从电池本体和空间机构上实现对有限面积上太阳能的高效利用。

发明内容

[0006] 本发明的目的在于提供一种太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构及跟踪方法,在不破坏机翼空间结构和气动外形的前提下,最大限度的利用有限面积上的太阳能。

[0007] 本发明为解决上述技术问题而采用的技术方案是提供一种太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构,机翼骨架包括用于承重的蜂窝夹层型方形主梁和蜂窝夹层型翼肋,机翼上设有若干块蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块,蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块上设有用于固定太阳能电池模块以及固定与支撑太阳能电池模块间连接线缆的的叶脉型桁架结构,蜂窝夹层型翼肋上设有步进电机组,步进电机组上固定设有铰链机构,叶脉型桁架结构与步进电机通过铰链结构连接,飞机机身上设有用于角度判断的最大功率方位感知系统和用于控制指令的飞控计算机。

[0008] 上述所述的最大功率跟踪电池阵机构,所述的叶脉型桁架结构包括叶脉型桁架结构支杆和叶脉型桁架结构主杆,叶脉型桁架结构为复合材料纤维杆件,叶脉型桁架结构通过螺栓连接或螺钉连接的方式与固定在步进电机组上的铰链机构相连,叶脉型桁架结构与步进电机组同步转动。

[0009] 上述所述的最大功率跟踪电池阵机构,所述的步进电机组则根据飞控计算机发送的倾角调节指令对叶脉型桁架结构上固定的蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块的倾角进行调节。

[0010] 上述所述的最大功率跟踪电池阵机构,所述的最大功率方位感知系统包括电机固定支架、微小型步进电机、随动支架、电池采样模块、数据采集与分析模块;电机固定支架用于固定微小型步进电机,微小型步进电机与随动支架相连,随动支架内设有电池采样模块,电池采样模块与数据采集与分析模块相连,微小型步进电机的转轴朝向与转动方向与步进电机组一致。

[0011] 上述所述的最大功率跟踪电池阵机构,所述蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块包括绝缘防护涂层、刚性太阳能电池片、第一轻质胶膜、绝缘基板;所述的绝缘防护涂层设于蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块的外表面,第一轻质胶膜填充于刚性太阳能电池片下表面与绝缘基板的间隙之中,绝缘基板设于蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块的底层,绝缘基板采用蜂窝夹层型结构。

[0012] 上述所述的最大功率跟踪电池阵机构,所述的绝缘基板包括自上而下依次叠放的绝缘薄膜、第一复合材料纤维板、第二轻质胶膜、蜂窝芯、第三轻质胶膜、第二复合材料纤维板;所述的绝缘薄膜用于绝缘电气,第一复合材料纤维板与第二复合材料纤维板由复合材料纤维预浸料经预压实处理后获得,第二轻质胶膜用于连接第一复合材料纤维板与蜂窝芯,第三轻质胶膜用于连接蜂窝芯与第三复合材料纤维板。

[0013] 上述所述的最大功率跟踪电池阵机构,绝缘防护涂层可采用有机硅绝缘漆或UV胶,透光率 $\geq 90\%$ 。

[0014] 一种太阳能飞机用最大功率跟踪方法,包括以下步骤:

S1. 在接收到飞控计算机进行倾角调节和数据采集与分析的控制指令后,最大功率方位感知系统进行不同倾角下的数据采集与比较;

S2. 通过对采集后的数据对比确定既定时刻下电池采样模块的最佳倾角,并将该倾角参数反馈给飞控计算机;

S3. 飞控计算机根据反馈参数对步进电机组发出倾角调节控制指令;

S4. 步进电机组通过倾角调节使固定在叶脉型桁架结构支杆上的蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块在相应倾角下获得最大功率输出。

[0015] 上述所述的最大功率跟踪方法,所述的最大功率方位感知系统每隔0.5小时发送一次倾角调节、数据采集与比较指令给飞控计算机。

[0016] 本发明一种太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构及跟踪方法,可在不破坏机翼空间结构和气动外形的前提下,最大限度的利用有限面积上的太阳能,在一定程度上减小太阳能飞机的几何尺寸,进而提高太阳能飞机设计方案的可行性。

[0017]

附图说明

[0018] 为了更清楚地说明本发明实施例中的技术方案,下面将对实施例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发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附

图。

[0019] 图 1 为本发明太阳能飞机电池阵的结构示意图；

图 2 为本发明太阳能飞机电池阵转向传动机构的结构示意图；

图 3 为本发明最大功率方位感知系统的结构示意图。

[0020] 图中标号说明如下：

1. 机翼, 2. 蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块, 3. 蜂窝夹层型方形主梁, 4. 蜂窝夹层型翼肋, 5. 叶脉型桁架结构支杆, 6. 叶脉型桁架结构主杆, 7. 步进电机组, 8. 最大功率方位感知系统, 9. 飞控计算机, 10. 铰链机构, 11. 电机固定支架, 12. 微型步进电机, 13. 随动支架, 14. 电池采样模块, 15. 数据采集与分析模块。

[0021]

具体实施方式

[0022] 下面结合图 1、2、3 对本发明中的一种太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构及跟踪方法作进一步的说明：

如图 1 所示, 本发明一种太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构, 机翼骨架包括用于承重的蜂窝夹层型方形主梁 3 和蜂窝夹层型翼肋 4, 机翼上设有若干块蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块 2, 蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块 2 上设有用于固定太阳能电池模块以及固定与支撑太阳能电池模块间连接线缆的的叶脉型桁架结构, 蜂窝夹层型翼肋 4 上设有步进电机组 7, 步进电机组 7 上固定设有铰链机构 10, 叶脉型桁架结构与步进电机 7 通过铰链结构 10 连接, 飞机机身上设有用于角度判断的最大功率方位感知系统 8 和用于控制指令的飞控计算机 9。所述的步进电机组 7 则根据飞控计算机 9 发送的倾角调节指令对叶脉型桁架结构上固定的蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块 2 的倾角进行调节, 所述的步进电机组 7 为分布式微型步进电机。

[0023] 本发明既可实现太阳能电池阵高效化使用的目的, 又对飞机的机翼空间结构进行了充分利用, 可最大限度的降低太阳能飞机在尺度和重量上对设计方案可行性的约束。

[0024] 如图 2 所示, 所述的叶脉型桁架结构包括叶脉型桁架结构支杆 5 和叶脉型桁架结构主杆 6, 叶脉型桁架结构为复合材料纤维杆件, 叶脉型桁架结构通过螺栓连接或螺钉连接的方式与固定在步进电机组 7 上的铰链机构 10 相连, 叶脉型桁架结构与步进电机组 10 同步转动。

[0025] 其中, 该叶脉型桁架结构中的杆件可以通过碳纤维预浸料或玻璃纤维预浸料经卷铺叠层的方式加压、固化而成, 也可通过碳纤维丝束或玻璃纤维丝束经缠绕、浸胶、固化的方式实现; 叶脉型桁架结构中的杆件还可根据要求内置连接线缆, 包括输电线缆和通信线缆; 该叶脉型桁架结构中的铰链机构 10 可采用航空铝合金经机加工形成。

[0026] 如图 3 所示, 所述的最大功率方位感知系统 8 包括电机固定支架 11、微型步进电机 12、随动支 13 架、电池采样模块 14、数据采集与分析模块 15; 电机固定支架 11 用于固定微型步进电机 12, 微型步进电机 12 与随动支架 13 相连, 随动支架 13 内设有电池采样模块 14, 电池采样模块 14 与数据采集与分析模块相连 15, 微型步进电机 12 的转轴朝向与转动方向与步进电机组 7 一致, 微型步进电机 12、步进电机组 7 的转轴朝向均与机翼 1 弦长方向一致, 微型步进电机 12 通过电机固定支架 11 固定在机身内部, 步进电机组 7 在

与铰链机构 10 连接的同时,内埋在蜂窝夹层型翼肋 4 中。

[0027] 其中,微型步进电机 12 通过套筒及支座固定在电机固定支架 11 上;随动支架 13 通过套筒固定在电机转轴上,并保证随动支架 13 的转动及朝向与蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块 2 的转动及朝向一致;其中,该电池采样模块 14 采用与构成蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块 2 相同的结构与材料组成构成,可采用单片的布局形式,也可采用多片的布局形式。

[0028] 所述蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块 2 包括绝缘防护涂层、刚性太阳能电池片、第一轻质胶膜、绝缘基板;所述的绝缘防护涂层设于蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块的外表面,第一轻质胶膜填充于刚性太阳能电池片下表面与绝缘基板的间隙之中,绝缘基板设于蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块的底层,绝缘基板采用蜂窝夹层型结构。绝缘防护涂层可采用有机硅绝缘漆或 UV 胶,透光率 $\geq 90\%$,优选的是 XT-111 型有机硅绝缘漆,透光率为 93.6%。

[0029] 其中,绝缘基板包括自上而下依次叠放的绝缘薄膜、第一复合材料纤维板、第二轻质胶膜、蜂窝芯、第三轻质胶膜、第二复合材料纤维板;所述的绝缘薄膜用于绝缘电气,第一复合材料纤维板与第二复合材料纤维板由复合材料纤维预浸料经预压实处理后获得,第二轻质胶膜用于连接第一复合材料纤维板与蜂窝芯,第三轻质胶膜用于连接蜂窝芯与第三复合材料纤维板。

[0030] 所述的蜂窝夹层型翼肋 4 材料使用与蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块 2 绝缘基板中材料组成一致。

[0031] 其中,该数据采集与分析模块 15 采用基于 PC104 总线式的 PM550 型数据采集模块,并通过以 TMS320LF2808 为核心的数字信号处理单元进行数据处理与信息反馈。数据采集与分析模块 15 可采用 PCI 总线式,也可采用 PC104 总线式。其中,该数据采集与分析模块 15 主要是通过对不同方位上电池模块输出电压、电流的采集,进行不同方位上输出功率的比较,通过上述比较确定不同时刻下最大功率产生的方位,并将该方位数据反馈飞控计算机 9,飞控计算机 9 发布相应的控制指令给步进电机组 7 的控制系统,控制步进电机组 7 旋转至相应的角度,从而保证固定在叶脉型桁架结构支杆 5 上的各蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块 2 获得最大的功率输出;

工作条件下,在接收到飞控计算机 9 进行倾角调节和数据采集与分析的控制指令后,最大功率方位感知系统 8 将对固定在其微型步进电机上的随动支架 13 进行倾角调节,并且,在调节过程中,将利用数据采集与分析模块 15 对固定在随动支架 13 上的电池采样模块 14 进行功率参数的采集与对比。通过数据对比确定既定时刻下,电池采样模块 14 的最佳倾角,并将该倾角参数反馈给飞控计算机 9,飞控计算机 9 根据此反馈信息对步进电机组 7 发出倾角调节控制指令,步进电机组 7 通过倾角调节使固定在叶脉型桁架结构支杆 5 上的蜂窝夹层型刚性太阳能电池模块 2 在相应倾角下获得最大功率输出。

[0032] 为兼顾能量消耗与最大功率获取间的折衷,所述的最大功率方位感知系统 8 每隔 0.5 小时发送一次倾角调节、数据采集与比较指令给飞控计算机 9。

[0033] 本发明一种太阳能飞机用最大功率跟踪电池阵机构,它通过轻质刚性太阳能电池模块与最大功率跟踪机构的综合利用,可在不破坏机翼空间结构和气动外形的前提下,最大限度的利用有限面积上的太阳能。因而,可在一定程度上减小太阳能飞机的几何尺寸,进

而提高太阳能飞机设计方案的可行性。

[0034] 应当指出,本实例仅列示性说明本发明的应用方法,而非用于限制本发明。任何熟悉此种使用技术的人员,均可在不违背本发明的精神及范围下,对上述实施例进行修改。因此,本发明的权利保护范围,应如权利要求书所列。

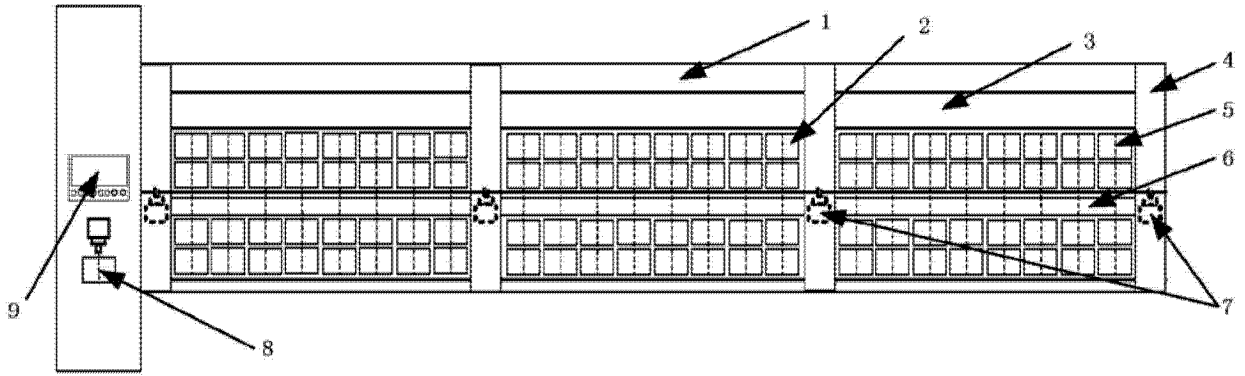


图 1

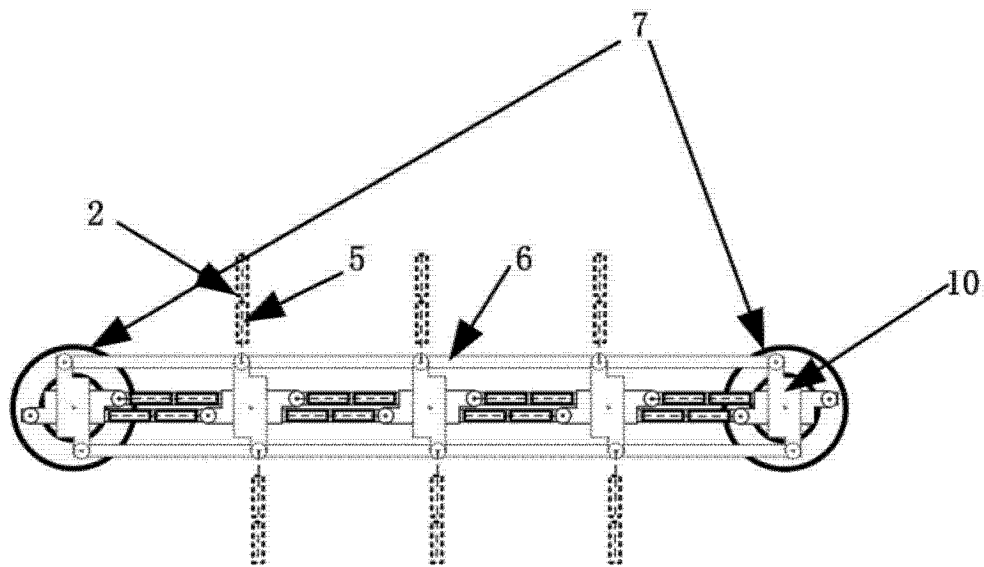


图 2

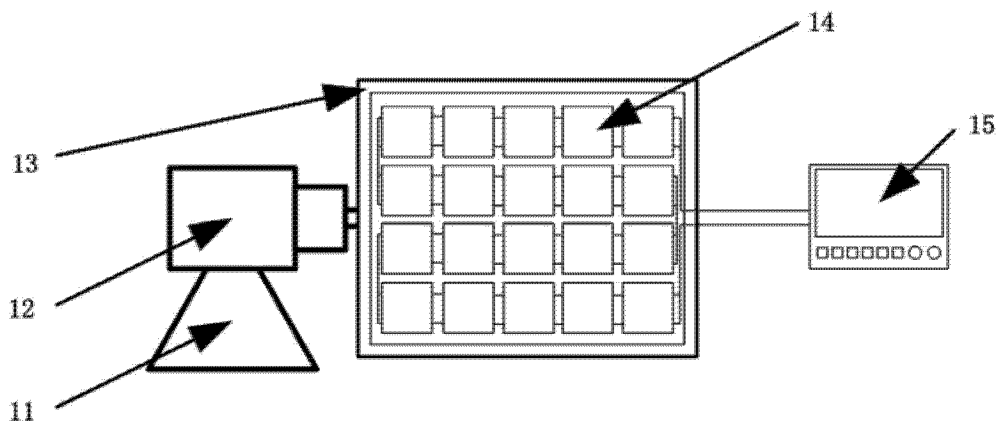


图 3