

# 长航时太阳能无人机总体设计方法和分析

张秦岭<sup>1</sup>, 黄建<sup>1</sup>, 刘晓倩<sup>2</sup>

(1.北京航空航天大学无人驾驶飞行器设计研究所,北京,100191;  
2.北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院,北京,100191)

**摘要** 通过对长航时太阳能无人机机载发电和储能系统的性能特点进行研究和分析,以能量平衡关系和气动参数为基础推导了储能蓄电池(二次电源)重量 $Q_b$ 、太阳能电池面积 $S_s$ 与无人机总重量 $Q_j$ 、飞行速度 $v$ 、升阻比 $k$ 、电动机效率 $\eta_m$ 、螺旋桨效率 $\eta_B$ 和机载设备用电功率 $P_b$ 等参数的关系式,提出了相应的系统总体设计方法和流程;在此基础上,针对重力混合储能的优化方法建立了蓄电池重量比的关系公式。通过系统方案的计算和对比验证了设计方法的有效性,简化了计算,并可在方案设计阶段进行设计校核,可为长航时太阳能无人机平台的总体设计提供借鉴和帮助。

**关键词** 无人机;太阳能电池;能量平衡;储能

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.02.003

**中图分类号** V272 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)02-0012-04

## General Design Method and Analysis of Long Endurance Solar Powered UAV

ZHANG Qin-ling<sup>1</sup>, HUANG Jian<sup>1</sup>, LIU Xiao-qian<sup>2</sup>

(1. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China; 2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The characteristics of long endurance solar powered UAV airborne power and energy storage system is studied and analyzed, and a general design method and process are proposed based on energy balance relation and aerodynamic parameters. The relation formula of energy storage battery (second power supply) weight  $Q_b$ , solar cell area  $S_s$  with the parameters such as weight  $Q_j$ , flying velocity  $v$ , lift-drag ratio  $k$ , motor efficiency  $\eta_m$ , propeller efficiency  $\eta_B$  and airborne equipment electric power  $P_b$  is derived. On this basis, through a study of the hybrid energy storage with the gravitational potential energy, the relation formula of storage battery weight ratio is derived. This design method is effective through the calculation process and comparison, and the method can provide a reference for the general design method of the long endurance solar power UAV.

**Key words:** unmanned air vehicle; solar cells; energy balance; energy storage

太阳能无人机是利用太阳光辐射能作为推进能源的无人驾驶飞行器。机载能源系统是太阳能无人

收稿日期:2013-08-29

基金项目:北京市优秀人才培养计划资助项目(2011D009002000003)

作者简介:张秦岭(1978-),男,陕西汉中,博士,主要从事电气工程、无人机系统技术、故障诊断等研究。E-mail:13511019075@139.com

**引用格式:**张秦岭,黄建,刘晓倩.长航时太阳能无人机总体设计方法和分析[J].空军工程大学学报:自然科学版,2014,15(2):12-15. ZHANG Qinling, HUANG Jian, LIU Xiaoqian. General Design Method and Analysis of Long Endurance Solar Powered UAV[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2014, 15(2): 12-15.

机的核心组成之一<sup>[1]</sup>,系统结构见图 1。

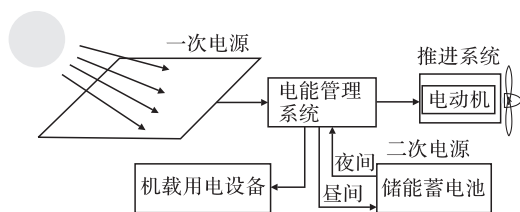


图 1 长航时太阳能无人机电源系统结构框图

Fig.1 Structure diagram of long endurance solar powered UAV energy system

太阳能电池技术在卫星等航天器的能源应用上已经成熟,但在无人机等航空器上的应用受到物理性能、结构设计、制造工艺、制造成本、光谱响应范围、转换效率和储能等多方面因素的制约<sup>[2-3]</sup>。

目前,单晶硅或多晶硅太阳能电池、锂电池或燃料电池成为国内外长航时太阳能无人机的主要选择。单晶硅或多晶硅太阳能电池一般可达到 15%~20%的转化效率;锂离子电池(Li-Ion)的能量密度可以达到 150-50 Wh/kg,而锂硫电池(Li-S)可以达到 400 Wh/kg 以上的密度<sup>[4-7]</sup>。一般来说,夏季正午垂直照射的太阳光能量密度最大只有 1 000 W/m<sup>2</sup>(冬季只有夏季的约 1/4)<sup>[8]</sup>,考虑到夜间需要消耗白天的储能,则 1 m<sup>2</sup>的机翼面积仅能提供一昼夜平均 60 W 左右的电功率。而飞行器平台的电推进动力和机载设备用电的耗能需要数千瓦量级的电能,因此长航时太阳能无人机的大部分起飞重量都给了机载能源系统。即使这样,太阳能电池飞机提供给航电系统和任务设备的重量和电能非常有限,对任务设备的要求很高,一般不适合有大功率电能消耗的任务载荷。

在长航时太阳能无人机总体设计中,如何综合优化气动力参数、结构质量参数和、机载发电和储能系统设计参数,是有效扩展飞行航时和航程的关键。目前,Youngblood 提出的太阳能无人机总体设计方法应用最为广泛<sup>[9]</sup>,其特点在于根据任务和动力总成参数、有效载荷质量和气动力数据等已知数据来迭代计算结构尺寸、质量和气动力等总体参数。上述设计方法需要较强的经验积累和一定的计算取值技巧<sup>[10]</sup>,且迭代计算过程较为复杂。本文提出一种以能量平衡和气动力参数为基础来确定机载能源系统参数的总体设计方法。

## 1 能量平衡的设计与分析

### 1.1 太阳能无人机的能量关系

因为太阳能无人机的能量主要提供给电推进系统,可假设忽略机载用电设备的功耗,则长航时太阳

能电池飞机能量平衡的关系为:

$$P_s/P_t \geq 24 \text{ h} \quad (1)$$

式中: $P_s$ 为飞行过程中一昼夜获得的太阳能; $P_t$ 为飞行器的推进功率,推进功率=推进力×飞行速度。太阳能无人机的能量平衡关系<sup>[11]</sup>可用图 2 来说明。

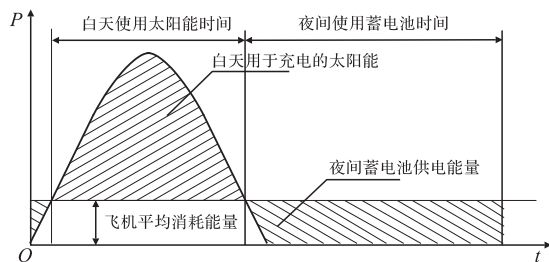


图 2 太阳能无人机能量平衡关系

Fig.1 Energy balance diagram of solar powered UAV

### 1.2 能量平衡与结构

全机飞行期间电推进需要的用电功率为:

$$P = \frac{Q_j v g}{k \eta_m \eta_B} \quad (2)$$

式中: $Q_j$ 为无人机总重量; $v$ 为飞行速度; $g$ 为重力加速度; $k$ 为升阻比; $\eta_m$ 为电动机效率; $\eta_B$ 为螺旋桨效率。

设  $P_b$  为机载设备用电功率,令  $k_b = P_b/P$ ,则按照能量平衡关系,夜间飞行  $t$  小时所需能量为:

$$W_b = P(1+k_b)t \quad (3)$$

由此可以确定储存电能的蓄电池重量为:

$$Q_b = W_b/q \quad (4)$$

式中  $q$  为蓄电池储存能量的密度。

白天太阳能电池则必须供应能量:

$$W_s = \frac{W_b}{\eta_c} + P(1+k_b)(24-t) = \frac{P(1+k_b)t}{\eta_c} +$$

$$P(1+k_b)(24-t) = P(1+k_b) \left( \frac{t}{\eta_c} + 24 - t \right) \quad (5)$$

式中: $\eta_c$ 为蓄电池充放电效率。

在假定太阳能基本按随时间正弦规律变化的前提下,可以确定太阳能电池的面积:

$$S_s = W_s \frac{\pi}{p_s \eta_s (24-t)} \quad (6)$$

式中: $p_s$ 为阳光能量密度, $\eta_s$ 为太阳能电池效率。

在长航时太阳能无人机总体设计中,确定了无人机总重量、飞行速度、升阻比、电动机效率、螺旋桨效率和机载设备用电功率等参数,就可确定储能蓄电池(二次电源)重量和太阳能电池面积。

按照太阳能飞机的推理方式,可以得出太阳能电池无人机的各部分重量比例。

储能蓄电池对全机的重量比:

$$Q_b/Q_j = \left( \frac{Q_j v g}{k \eta_m \eta_B q} \right) t (1+k_b) / Q_j = \frac{v g (1+k_b)}{k \eta_m \eta_B q} t \quad (7)$$

太阳能电池对全机的重量比:

$$Q_s/Q_j = S_s q_s / Q_j = W_s \frac{\pi q_s}{p_s \eta_s (24-t)} / Q_j =$$

$$p \left( \frac{t}{\eta_c} + 24-t \right) \pi q_s / \left( p_s \eta_s (24-t) Q_j \right) (1+k_b) = \frac{vg \left( \frac{t}{\eta_c} + 24-t \right) \pi q_s}{k \eta_m \eta_B p_s \eta_s (24-t)} (1+k_b) \quad (8)$$

假设太阳能电池单位面积重量为  $q_s$ , 则可以得出机载能源系统占全机重量之比为:

$$(Q_b + Q_s) / Q_j =$$

$$\frac{vg(1+k_b)}{k \eta_m \eta_B q} t + \frac{vg \left( \frac{t}{\eta_c} + 24-t \right) \pi q_s}{k \eta_m \eta_B p_s \eta_s (24-t)} (1+k_b) =$$

$$\frac{vg(1+k_b)}{k \eta_m \eta_B} \left\{ t + \frac{\left( \frac{t}{\eta_c} + 24-t \right) \pi q_s}{p_s \eta_s (24-t)} \right\} \quad (9)$$

从式(9)中可以看出, 这个比值与飞行参数、太阳能电池效能、蓄电池能量密度等参数有关, 也与机载用电设备的总功耗对推进功率的比值相关。因此, 如果飞行器平台需要增加机载设备的用电容量, 可以有以下3种途径: ①增大飞机推进功率; ②提高电池效能; ③减小小飞机其它部分重量比例。

### 1.3 总体设计方法

图3为基于上述方法的太阳能无人机总体设计方法框图。

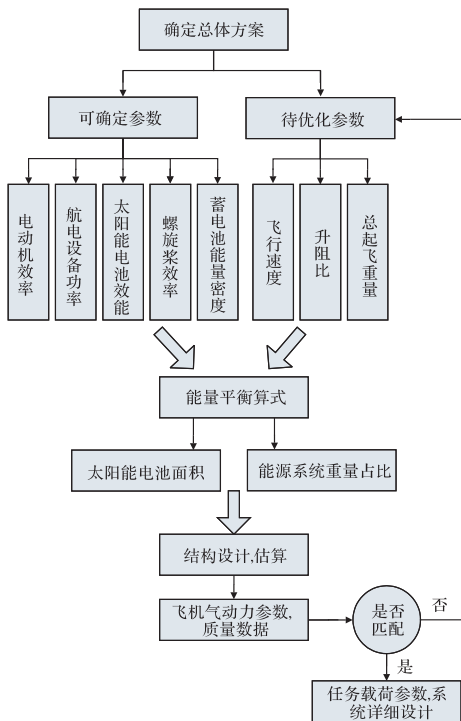


图3 太阳能无人机总体设计方法框图

Fig.3 General design method diagram of solar powered UAV

在方案设计阶段, 依据现有工业产品水平可以确定的是电动机效率、太阳能电池效能等参数, 依据

系统总体要求可拟定飞行速度等待优化参数。通过能量平衡算式的计算, 可对全系统结构进行初步设计和估算, 并对待优化参数进行校核和完善, 并最终形成系统总体初步方案。

### 1.4 方案设计与分析

参照目前相关技术领域的成熟技术水平和产品的参数指标, 对目前国内可技术实现的长航时太阳能无人机参数进行估算, 其飞行器平台的参数及材料器件可达到的性能参数见表1。

按表1的性能参数代入式(9), 可以得到:

$$(Q_b + Q_s) / Q_j =$$

$$\frac{vg(1+k_b)}{k \eta_m \eta_B} \left\{ t + \frac{\left( \frac{t}{\eta_c} + 24-t \right) \pi q_s}{p_s \eta_s (24-t)} \right\} = 52\%$$

表1 飞行器平台及材料器件的参数

Tab.1 Parameters of aircraft platform

参数	参数值
飞行速度/(m · s <sup>-1</sup> )	15
升阻比	k = 35
设备用电与电推进功率的比例/%	k <sub>b</sub> = 10
电动机效率/%	η <sub>m</sub> = 90
螺旋桨效率/%	η <sub>B</sub> = 80
蓄电池储存能量的密度/(Wh · kg <sup>-1</sup> )	q = 250
太阳能电池能量总转换效率/%	η <sub>s</sub> = 16
阳光能量密度/(W · m <sup>-2</sup> )	p <sub>s</sub> = 1 000
太阳能电池单位面积重量/(kg · m <sup>-2</sup> )	q <sub>s</sub> = 0.5

从计算结果可以看出, 长航时太阳能无人机的能源系统重量达到了全机重量的一半以上; 除了飞机结构重量外, 留给平台航空电子设备的重量很有限; 机载航电设备重量、机载设备用电功率和能源系统重量比存在相互制约关系。

## 2 重力混合储能的设计与分析

重力混合储能是利用飞行器的飞行高度储存重力势能。昼间太阳能飞机的部分电能用于蓄电池充电和推进飞机爬升高度, 夜间则减小飞机驱动的电能, 而以飞机下降高度维持飞行最低速度, 即一部分能量以重力势能的形式储存与释放。重力混合储能的方法可以减少蓄电池的重量, 从而降低对能量储存的指标要求。采用重力混合储能的太阳能无人机能量平衡关系见图4, 可以看出采用重力势能“储存-释放”循环可以减少一部分蓄电池容量。

利用重力势能对飞行器的飞行高度有一定要求。对于长航时太阳能无人机, 飞行高度在20 km以上基本上不受气候影响, 最高可以飞行到约30 km, 则有不超过10 km的势能差可以利用。

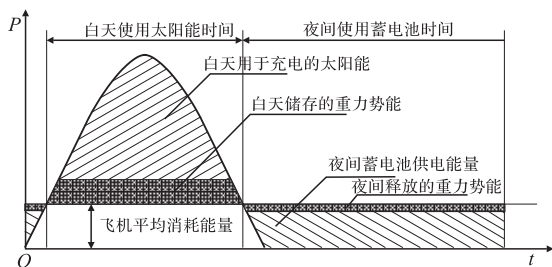


图 4 混合储能的太阳能无人机能量平衡关系

Fig.4 Energy balance diagram based on hybrid energy storage

重力势能储存的表达公式:

$$W_j = Q_j g \Delta h / 3600 \text{ s} \quad (10)$$

式中  $h$  为飞机最大高度与最低高度之间的高度差。

重力势能储存期间要吸收能量:

$$W_x = W_j / \eta_m \eta_B \quad (11)$$

假设夜间电动机和螺旋桨效率未发生变化,则这部分能量应该等于夜间下降高度所减少的能量。

采用重力势能混合储能后的蓄电池对全机重量比为:

$$\begin{aligned} Q_b / Q_j &= \left\{ \left( \frac{Q_j v g}{k \eta_m \eta_B q} \right) t (1 + k_b) - \frac{W_x}{q \cdot 3600 / Q_j} \right\} \\ &= \frac{g}{\eta_m \eta_B q} \left\{ \frac{v(1 + k_b)}{k} t - \Delta h / 3600 \right\} \end{aligned} \quad (12)$$

代入表 1 中相关参数,另设  $h$  为 10 km,则蓄电池对全机重量比为:

$$Q_b / Q_j = 21.2\%$$

而不考虑重力势能储能的情况下,蓄电池占总重量的比例为:

$$Q_b / Q_j = 36.7\%$$

由以上分析结果可见,采用重力混合储能后蓄电池重量可以大幅度减少,或者可降低对蓄电池能量密度的要求,这利于蓄电池的研制和参数选择。当然,由于白天爬升、夜间下降,推进飞机前进的电机和螺旋桨将无法总是工作在最优工作点上,系统总体效率会有所降低,使得太阳能电池和蓄电池的重量比会有所增加,但从总体设计来说,采用重力混合储能仍有效降低了飞机研制的技术难度。

### 3 结语

长航时太阳能无人机体现了能量从收集、储存、管理到消耗的动态平衡过程,机载能源系统的能量平衡是关系到长航时太阳能无人机的总体方案和结构布局的关键因素之一,采用重力混合储能方法可有效提高飞行器系统的技术指标。本文对长航时太阳能无人机的能量平衡和重力混合储能进行了设计方法分析和理论推导,该总体设计方法可简化机载

能源系统关键参数计算过程,可以为飞行器平台总体设计提供借鉴和帮助。

### 参考文献(References):

- [1] 石治国. 军用无人机电源技术进展[J]. 电源技术, 2012, 136(5):762-763.  
SHI Zhiguo. Advance of power supply for military UAV [J]. Chinese journal of power sources, 2012, 136(5):762-763.(in Chinese)
- [2] 崔尔杰. 近空间飞行器研究发展现状及关键技术问题[J]. 力学进展, 2009, 39(6):658-672.  
CUI Erjie. Research statues, development trends and key technical problems of near space flying vehicles [J]. Advances in mechanics, 2009, 39(6):658-672.(in Chinese)
- [3] 高广林, 李占科, 宋笔锋, 等. 太阳能无人机关键技术分析[J]. 飞行力学, 2010, 28(1):1-4.  
GAO Guanglin, LI Zhanke, SONG Bifeng, et al. Key technologies of solar powered unmanned air vehicle [J]. Flight dynamics, 2010, 28(1):1-4.(in Chinese)
- [4] 邓海强, 余雄庆. 太阳能飞机的现状和发展趋势[J]. 航空科学技术, 2006, 1:28-30.  
DENG Haiqiang, YU Xiongqing. Solar aircraft: status and directions[J]. Aeronautical science and technology, 2006, 1:28-30.(in Chinese)
- [5] 陈怀民, 李静雯, 王鹏. 太阳能无人机控制律设计[J]. 计算机测量与控制, 2011, 19(9):2136-2139.  
CHEN Huaimin, LI Jingwen, WANG Peng. Design of solar UAV control theory[J]. Computer measurement & control, 2011, 19(9):2136-2139.(in Chinese)
- [6] Zheng Guo. Development of a solar electric powered UAV for long endurance flight [R]. AIAA 2011-6966.
- [7] Hurd William R. Application of copper indium gallium diselenide photovoltaic cells to extend the endurance and capabilities of unmanned aerial vehicles [R]. NASA report, 2009.
- [8] Hannes Ross. Fly around the world with a solar powered airplane[R]. AIAA 2008-8954.
- [9] Youngblood J W, Talay T A. Solar-powered airplane design for long-endurance, high-altitude flight [R]. AIAA 1982-0811.
- [10] 赵长辉, 陈立玮, 卢黎波, 等. 电动飞机技术进展[J]. 科技导报, 2012, 30(12):62-70.  
ZHAO Changhui, CHEN Liwei, LU Libo, et al. Advances in electric aircraft technology[J]. Science & technology review, 2012, 30(12):62-70.(in Chinese)
- [11] Obaid ur Rehman Alvi. Development of solar powered aircraft for multipurpose application [R]. AIAA 2010-3061.

(编辑:徐敏)