

小型长航时太阳能无人机总体设计优化方法

李 赛¹, 周 伟^{1,2}, 罗建军², 谢 飞¹

(1. 火箭军工程大学动力工程系, 西安, 710025; 2. 西北工业大学航天学院, 西安, 710072)

摘要 为解决小型长航时太阳能无人机总体设计中能量获取过程精确度低、设计参数区间寻优困难的问题, 基于能量平衡原理提出了“小型低空长航时太阳能无人机总体设计优化方法”。为准确表征太阳辐射强度, 引入了大气质量和大气透明度系数, 用直射辐射强度和散射辐射强度建立了无人机的太阳辐射模型; 基于太阳能飞机能量原理, 结合太阳辐射模型和能量关系, 统计无人机质量分配并参数化建模, 建立了能量平衡模型并进行了验证; 提出跨夜剩余航时的概念, 以跨夜剩余航时最大化为目标, 利用遗传算法进行优化, 得到最优设计参数和方案。以 6 月 22 日在西安执飞为例进行优化设计, 研制试验样机进行了飞行试验。研究表明, 验证机具备跨夜飞行能力。

关键词 长航时; 太阳能无人机; 能量平衡; 总体设计

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2018.01.001

中图分类号 V272 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2018)01-0001-08

An Optimization Method of Overall Design in Small Long-endurance Solar Powered UAV

LI Sai¹, ZHOU Wei^{1,2}, LUO Jianjun², XIE Fei¹

(1. Power Engineering Department, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;

2. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Abstract: Aimed at the problems that the accuracy of energy acquisition process is low and the design parameters are difficult to be optimized in the overall design of small long-endurance solar powered unmanned aerial vehicle (UAV), an optimization method of the overall design in small low-altitude long-endurance solar powered UAV is put forward based on the principle of energy balance. In order to accurately characterize the solar radiation intensity, the atmospheric mass and atmospheric transparency coefficient are introduced. A solar radiation model of the UAV is established with direct radiation intensity and scattered radiation intensity. Based on the principle of solar energy, combining with solar radiation model and energy relationship, statistical analysis of UAV mass distribution and parametric modeling, the energy balance model is established and verified. A concept of remaining time after cross-night flight is proposed, and the optimal design parameters and schemes are obtained by using the genetic algorithm to optimize the maximum remaining time after cross-night flight. Taking the flying in Xi'an in June 22nd as an example, the optimal design is carried out, and the prototype is developed to carry out flight test. The result shows that

收稿日期: 2017-09-04

基金项目: 国家自然科学基金(61603304)

作者简介: 李 赛(1989—),男,河北衡水人,硕士生,主要从事飞行器总体设计. E-mail:946866025@qq.com

引用格式: 李赛, 周伟, 罗建军, 等. 小型长航时太阳能无人机总体设计优化方法 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2018, 19(1): 1-8.
LI Sai, ZHOU Wei, LUO Jianjun, et al. An Optimization Method of Overall Design in Small Long-endurance Solar Powered UAV [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(1): 1-8.

the prototype has the ability of cross-night flight.

Key words: long-endurance; solar powered Unmanned Aerial Vehicle; energy balance; overall design

自1974年11月4日, Sunrise I成功首飞以来^[1], 大型(翼展20 m以上)高空长航时太阳能无人机作为永久飞行平台的研究已取得丰硕的成果, 其典型代表有: “Helios”^[2]、“Zephyr 7”^[3]和“Solar Impulse 2”^[4], 展现出了超强的应用前景。相比之下, 小型低空长航时太阳能无人机的设计主要用于实践应用, 虽然其面临严峻的天气条件(云, 雨, 阵风或气温)挑战, 但具有更高分辨率的成像优势, 且降低了系统复杂性和成本, 对于小范围、区域性的任务来说优势明显。

国外学者针对小型长航时太阳能无人机永久飞行的研究较多。Cocconi的SoLong^[5]积极利用热上升气流, 使用太阳能发电连续飞行了48 h, 但是飞行器的自主性有限; Noth介绍了Sky-Sailor^[6]的概念设计方法, 实现途径和实验飞行结果, 并在2008年依靠太阳能连续飞行了27 h; Philipp Oettershagen在文献[5~6]的基础上, 设计了一种功能强大的低空长航时、自主飞行的太阳能无人机AtlantikSolar, 具有28 h连续太阳能飞行能力并可携带有效载荷(彩色+热像仪)执行搜索和救援(SAR)任务^[7]。国内学者赵辉杰以太阳能无人机的持久飞行能力为目标分析了太阳能电池阵列、蓄电池、气动布局效率等因素的综合影响, 提出了飞行策略^[8], 但其能量模型计算分辨率较低, 且升高飞行策略与小型太阳能无人机的飞行任务适应度不高; 漆卫微以起飞质量最小为目标, 采用遗传算法对某小型太阳能无人机进行了总体设计优化, 为太阳能无人机总体设计提供了新思路, 但是设计的模型未考虑任务载荷的功耗^[9], 且给出的初始设计参数不尽合理; 张秦岭^[10]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, 基于能量平衡原理提出了系统总体设计方法和流程, 提出了采用重力混合储能的优化方法, 以减小对蓄电池的性能要求。综上所述, 相比国外的相关研究, 国内学者对小型太阳能无人机永久飞行的研究主要集中在概念设计上, 尚无飞行实验数据的支撑^[11]。

1 能量原理简介

太阳能无人机依靠铺设于飞机表面的太阳能电池提供能量。白天飞行过程中, 太阳能电池吸收太阳辐射能并将其转化为电能, 经动力系统为飞机提供动力, 且为航空电子设备和有效载荷供电, 同时多

余的能量为蓄电池充电; 夜间无太阳辐射能时, 蓄电池释放存储的电能, 维持飞机正常飞行^[12]。太阳能电池、蓄电池、电动马达和机载设备在预先设定的飞行策略下, 由能源管理系统进行统一管理(见图1)。

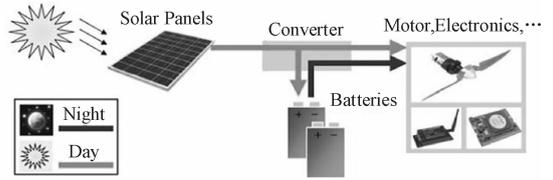


图1 太阳能飞机能量原理图

Fig. 1 Energy principle of solar-powered aircraft

2 能量平衡建模

2.1 太阳辐射模型

太阳能无人机从机翼表面覆盖的太阳能电池板阵列获得推进能量。太阳能无人机可以获得的能量取决于太阳辐射的强度和由于飞机姿态变化引起的入射角。太阳辐射强度随时间和地理位置而变化, 因此在开展太阳能飞机设计工作时, 应首先确定飞机实现跨昼夜飞行的日期和地点^[13-14]。

2.1.1 大气层上界某一时刻太阳辐射强度计算

若设大气层上界某一任意时刻的太阳辐射强度为 E_0 , 则 E_0 的计算公式为:

$$E_0 = E_{\infty} [1 + 0.033 412 \cos(2\pi d_n / 365)] \quad (1)$$

式中: d_n 为一年中的日期序号(即距离1月1日的天数); E_{∞} 为太阳常数 = $1\ 360\ \text{W}/\text{m}^2$ 。 δ 为赤纬度、 ϕ 为纬度、 ω 为太阳时角。式(2)和(3)分别为赤纬度和太阳时角的计算公式。

$$\delta = 23.45^\circ \sin[360(d_n + 284)/365] \quad (2)$$

$$\omega = 15^\circ(12 - H_s) \quad (3)$$

式中: H_s 为太阳时, 上午为正, 下午为负。

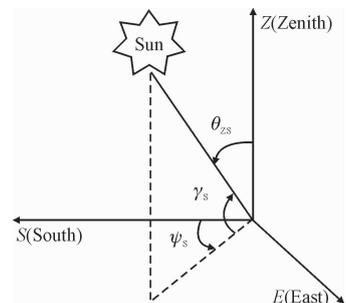


图2 太阳在地平坐标系中的位置

Fig. 2 Sun position in horizontal coordinate system
在一天中, 太阳光的方位角和入射角随纬度和

时间变化。图 2 为太阳在地平坐标系中的位置,其中 ψ_s 为太阳方位角、 γ_s 为太阳高度角、 θ_{zs} 为太阳天顶角。 γ_s 与 θ_{zs} 互为补角,其值可通过式(4)进行计算:

$$\sin\gamma_s = \sin\delta\sin\varphi + \cos\delta\cos\varphi\cos\omega \quad (4)$$

此时对应的太阳方位角 ψ_s 可通过式(5)进行计算(北半球纬度为正,南半球纬度为负):

$$\cos\psi_s = \frac{\sin\gamma_s\sin\varphi - \sin\delta}{\cos\gamma_s\cos\varphi}(\text{sign}(\omega)) \quad (5)$$

2.1.2 大气通透计算

大气质量 m 是一个无量纲量,它是太阳光线穿过地球大气的路径与太阳光线在天顶角方向时穿过大气路径之比。当太阳高度角 $\gamma_s \geq 30^\circ$ 时,大气质量 m 的计算公式为:

$$m(\gamma_s) = 1/\sin(\gamma_s) \quad (6)$$

当 $\gamma_s < 30^\circ$ 时:

$$m(\gamma_s) = [1.229 + (614\sin(\gamma_s))^2]^{0.5} - 614\sin(\gamma_s) \quad (7)$$

温度对 m 的影响,一般可以忽略不计;由于小型太阳能无人机飞行高度较低,本文不考虑海拔对大气压力的影响。

太阳辐射能在通过大气层时会产生一定衰减,表征大气对辐射衰减程度的一个重要参数就是大气透明度系数^[15]。晴天模型下直射辐射大气透明度系数的计算公式:

$$\tau_b = 0.56(e^{-0.56m(\gamma_s)} + e^{-0.096m(\gamma_s)})k_1 \quad (8)$$

式中:参数 k_1 的取值范围为 0.8~0.9。

散射辐射大气透明度系数的计算公式

$$\tau_d = 0.2710 - 0.2939\tau_b \quad (9)$$

2.1.3 地球表面辐射强度计算

在晴天无云的条件下,太阳直接辐射是太阳总辐射的重要组成部分,在考虑大气衰减的情况下,如果某一时刻太阳直接辐射为 E_b ,入射到地面的太阳直接辐射为 E_0 ,则:

$$E_b = E_0\tau_b \quad (10)$$

太阳散射部分相当复杂,它与天空的散射分布(形云量大气)情况有关,设定到达地面的太阳散射辐照强度为 E_d ,则:

$$E_d = E_0 \frac{1}{2} \sin(\gamma_s) \frac{1 - \tau_d}{1 - 1.4 \ln[\tau_d/m(\gamma_s)]} k_2 \quad (11)$$

式中:参数 k_2 的取值范围为 0.6~0.9。大气浑浊时 $0.60 \leq k_2 \leq 0.70$,正常时 $0.71 \leq k_2 \leq 0.80$,较好时 $0.81 \leq k_2 \leq 0.90$ 。

综上,到达地面的太阳总辐射强度为:

$$E = E_b + E_d \quad (12)$$

2017年7月22日西安(纬度 $34^\circ 18'$)晴朗无云。通过 SM206 辐射测量功率计测量到达地面的太阳辐射强度,每隔 1 h 观测 1 次,其实测值、拟合曲线

与模型仿真曲线见图 3。

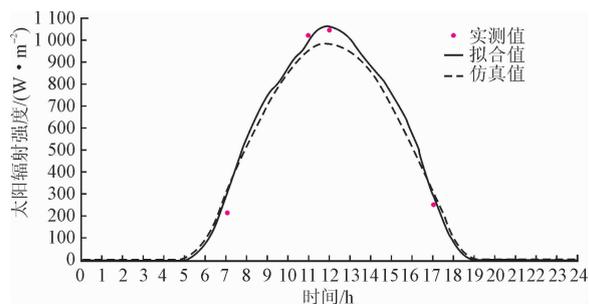


图 3 到达水平面的太阳总辐射强度

Fig. 3 The total solar radiation intensity at the horizontal plane

由图 3 可知,晴天条件下,太阳辐射模型计算出的太阳辐射强度与实际测量值的最大偏出出现在中午,误差为 6.7%,精度满足后续计算的要求。

2.1.4 光伏组件接受太阳辐射强度计算

一般来说,飞机在特定区域盘旋飞行时,若空气速度较慢并且转速较小时,可以仅用方向舵进行转向而不用控制机身倾斜角。如果假定飞机避免剧烈机动飞行以减小有效动力消耗,则飞机姿态可以简化为俯仰角 θ 和偏航角 ψ 。

假设飞机的机翼具有零二面角,则太阳辐射在太阳能电池板上的入射角是 i :

$$\cos(i) = \sin(\gamma_s)\cos(\theta) + \cos(\gamma_s)\sin(\theta)\cos(\psi_s - \psi) \quad (13)$$

由式(1)~(13)可得到太阳辐射强度和太阳光入射角度,结合太阳能电池法向角度、转化率和铺设面积,即可得到太阳能电池的转化功率。

2.2 能量关系

小型长航时太阳能无人机一般在低空飞行,以提高动力系统效率同时为蓄电池充电。为了分析飞行性能,以无人机在最低允许高度下水平飞行的能量输入/输出来建模。无人机水平飞行时的升力和阻力分别是:

$$L = C_L \frac{\rho(h)}{2} A_{\text{wing}} v_{\text{min}}^2 \quad (14)$$

$$D = C_D \frac{\rho(h)}{2} A_{\text{wing}} v_{\text{min}}^2 \quad (15)$$

无人机的升力系数 C_L 从翼型分析软件 XFLR5 中获取,阻力系数 C_D 通过经验公式分析估算获取。 $\rho(h)$ 是高度 h 处空气密度, A_{wing} 是机翼面积, v_{min} 是不考虑风速时的飞机相对于地面的飞行速度(也是最小速度)。 C_L 和 C_D 主要取决于翼型、迎角 α , Re 数和飞行速度。阻力系数是飞机废阻力与诱导阻力之和,诱导阻力 $C_{D,\text{ind}}$ 为:

$$C_{D,\text{ind}} = C_L^2 / \pi e_0 \lambda \quad (16)$$

式中: $e_0 \approx 0.92$ 为奥斯瓦尔德效率; λ 为机翼展弦比。

飞机废阻力可用下式计算^[16]:

$$C_{D0} \approx c_f S_{wet} / A_{wing} \quad (17)$$

式中: c_f 为全机摩擦系数; S_{wet} 为无人机浸湿面积。

全机的摩擦系数可由下式估算:

$$c_f = 0.455 / (\lg Re)^{2.58} \quad (18)$$

式中: Re 为飞行雷诺数。则有:

$$C_D = C_{D,ind} + C_{D0} \quad (19)$$

为维持水平飞行,总需要的额定电力输出功率:

$$P_{out} = P_{prop} + P_{av} + P_{pld} \quad (20)$$

实际用于水平飞行所需的电推进功率为:

$$P_{prop} = P_{level} / \eta_{tui}$$

$\eta_{tui} = \eta_{prop} \eta_{gear} \eta_{motor} \eta_{cont}$ 包括螺旋桨、变速箱、电机和电机控制器效率,必要的航空电子设备和有效载荷功率为 P_{av} 和 P_{pld} 。巡航时,无人机的平飞功率为:

$$P_{level} = \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right)_{\min} \sqrt{\frac{2(m_{tot}g)^3}{\rho(h)A_{wing}}} = \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right)_{\min} \sqrt{\frac{2\lambda^3 m_{tot}^{3/2}}{\rho(h) b}} \quad (21)$$

式中: m_{tot} 为太阳能无人机总质量; b 为机翼翼展; A_{wing} 为机翼面积。当地重力由 g 表示。

在输入端,标称太阳能输入功率:

$$P_{solar}^{nom} = (E_b \cos(i) + E_d) A_{sm} \eta_{sm} \eta_{mppt} \eta_{encap} \quad (22)$$

式中:太阳能模块面积 $A_{sm} = f_{sm} A_{wing}$, f_{sm} 为相对填充因子; η_{sm} 为太阳能电池板转换效率; η_{mppt} 为最大功率跟踪器(MPPT, 叠加有能源管理功能)效率; η_{encap} 为蒙皮通透因子。

2.3 质量关系

飞机起飞总质量 m_{tot} 是飞机各系统质量之和包括结构质量 m_{struct} 、太阳能电池质量 m_{sm} 、蓄电池质量 m_{bat} 、推进系统质量 m_{prop} 、最大功率跟踪器质量 m_{mppt} 、航空电子设备质量 m_{av} 以及任务载荷质量 m_{pld} , 则有:

$$m_{tot} = m_{bat} + m_{struct} + m_{prop} + m_{sm} + m_{av} + m_{pld} + m_{mppt} \quad (23)$$

式中: m_{struct} 、 m_{prop} 、 m_{sm} 、 m_{mppt} 是可估计的优化参量; m_{av} 、 m_{pld} 可根据任务确定。

太阳能电池薄膜面密度为 ρ_{sm} , 则太阳能电池板的质量为:

$$m_{sm} = A_{wing} f_{sm} \rho_{sm} \quad (24)$$

MPPT 可适应太阳能电池板的电压, 从而提供最高功率。其质量与其必须转换的最大功率成比例, 则有:

$$m_{mppt} = k_{mppt} P_{solarmax} = k_{mppt} I_{max} \eta_{sm} \eta_{mppt} A_{wing} f_{sm} \quad (25)$$

动力系统质量与功率关系, 可估算为:

$$m_{prop} = k_{prop} P_{prop} \quad (26)$$

飞机结构质量是模型中最难估算的部分, D. W. Hall 等均对飞机结构质量做了大量研究和分类并得出各种飞机尺寸的适用公式^[6]。对于小型太阳能无人机, 由于展弦比较大, 机翼主梁和机身采用高

强度轻质的碳纤维复合材料, 机翼翼肋和尾翼采用轻木结构, 则结构重量可用以下公式估算:

$$m_{struct} = k_{struct} b^{3.1} \lambda^{-0.25} = 0.044 A_{wing}^{1.55} \lambda^{1.3} \quad (27)$$

由式(23~27)可估算无人机的起飞重量。

2.4 能量平衡

太阳辐射模型在第 2.1 节中给出。当电池未完全充电, 即 $E_{bat} < E_{bat}^{max}$ 时, 能量平衡可能写为:

$$\frac{dE_{bat}}{dt} = P_{solar}(\varphi, t) - P_{prop} - P_{av} - P_{pld} \quad (28)$$

式中: P_{prop} 是提供到推进系统的电力。方程(28)的积分结果用来分析存储在电池中的能量, 因此可评估无人机的跨夜飞行能力。无人机质量与能量的平衡关系见图 4。

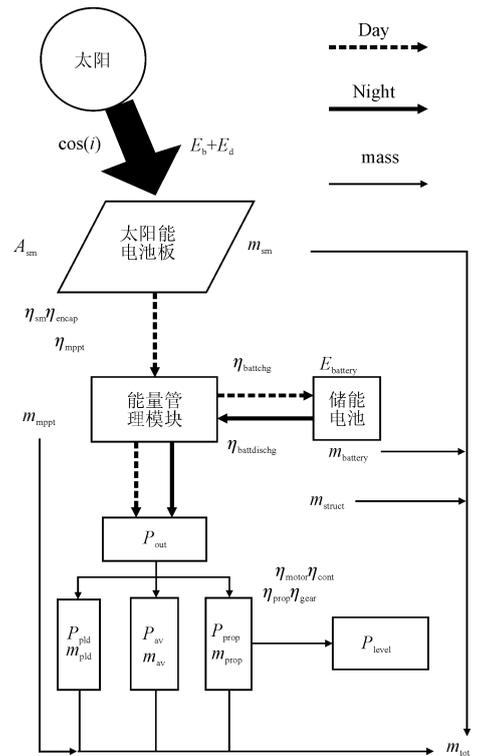


图 4 质能关系示意图

Fig. 4 Schematic diagram of mass-energy relation

在进行设计时, 我们假设太阳能无人机的设计是针对特定日期年份和地理纬度 φ 的任务, 因此 φ 和 d_n 是固定的。则共有 4 个设计参数, 分别是翼展 b 、机翼展弦比 λ , 它们决定机翼几何形状, 从而影响拉力(21)和太阳能输入功率(22); 电池板相对填充因子 f_{sm} , 决定了摄入的太阳辐射能总量; 总质量 m_{tot} 中包含的电池质量 m_{bat} , 影响全机重量及总储能量。

2.5 模型验证

在进行能量平衡模型验证前, 需确定部分参数。电池板选用目前市面上效率与稳定性均较高的 SunPower C60 电池板, 其 $\eta_{sm} = 0.218$, 质量面密度 $\rho_{sm} = 0.59 \text{ kg/m}^2$; 储能电池选择松下 NCR18650b,

能量密度值可达 243 Wh/kg,单节电池质量 47.5 g。其余部分固定参数取值见表 1。

表 1 部分固定参数取值

Tab. 1 Partial fixed parameter values

名称	取值	描述
k_1	0.85	直射辐射大气透明度系数参量
k_2	0.80	散射辐射大气透明度系数参量
θ	10°	飞机俯仰角
ψ	5°	飞机偏航角
C_l	0.8	翼型在攻角为 3° 时的升力系数
Re	2×10^5	飞行雷诺数
S_{wet}	$2.6 \times A_{wing}$	全机浸湿面积
$\rho(h)$	1.20 kg/m^3	空气密度
g	9.79 m/s^2	重力加速度
e_0	0.92	奥斯瓦尔德效率
η_{prop}	0.80	螺旋桨效率
η_{motor}	0.80	无刷电机工作效率
η_{gear}	0.95	减速器工作效率
η_{spctrl}	0.95	电机控制器工作效率
$\eta_{battchg}$	0.95	储能电池充电效率
$\eta_{battdischg}$	0.95	储能电池放电效率
m_{batt}	47.5 g	单节电池质量
p_{av}	5.0 W	机载电子设备功率
P_{pld}	0 W	任务载荷功率
m_{av}	0.60 kg	机载电子设备质量
m_{pld}	0.50 kg	任务载荷质量
η_{sm}	0.21	太阳能电池板转化效率
η_{encap}	0.9	蒙皮通透因子
ρ_{sm}	0.59 kg/m^2	太阳能电池质量面密度
I_{max}	994 W/m^2	飞机表面最大太阳辐射强度
η_{mppt}	0.95	最大功率追踪器效率
k_{mppt}	0.47 g/W	MPPT 的质量功率比
k_{prop}	8 g/W	动力系统质量比功率

结合以上固定参数,以 Philipp Oettershagen^[7] 的 AtlantikSolar 为例,用其总体参数验证能量平衡模型的可行性。经查阅资料,取 $d_n = 173$ 、 $\varphi = 45^\circ$ 、 $b = 5.65 \text{ m}$ 、 $\lambda = 18.5$ 、 $m_{bat} = 3.5 \text{ kg}$ 、 $f_{sm} = 0.94$ 、 $m_{pld} = 0.1 \text{ kg}$,将数据代入模型,计算结果见表 2。

表 2 参数对比表

Tab. 2 Parameter comparison table

参数	AtlantikSolar	本文模型	偏差
起飞质量	7.36 kg	7.51 kg	2.04%
翼载荷	4.28 kg/m ²	4.35 kg/m ²	1.64%
巡航速度	9.7 m/s	9.92 m/s	2.27%

由表 2 可知,该模型与文献[7]的设计结果基本相近,偏差在 2.3% 以内。由于 AtlantikSolar 经过实际飞行试验且具有优良的飞行性能,故可认为本节建立的能量平衡模型是合理和准确的,为优化设计

与分析奠定了科学基础。

3 优化设计与分析

3.1 设计变量和优化目标

经先前的研究发现,太阳能无人机的续航能力是我们最关注的性能指标^[17]。限于目前太阳能电池转化效率较低、储能电池能量密度较低等技术原因,永久飞行还不能真正实现。因此,为准确表征太阳能无人机的跨夜飞行能力,我们提出了跨夜剩余航时(Remaining Time after Cross-night Flight, T_{rem})的概念,即在一个成功的昼夜循环(日出到次日日出为一个昼夜循环)后无人机仍然可以在无日光照射的环境(仅靠储能电池剩余的电量)中飞行的时间,其示意图见图 5,其计算公式为:

$$T_{rem} = E_{bat, Tsr} / P_{out} \quad (27)$$

式中: $E_{bat, Tsr}$ 为次日日出时刻储能电池中储存的能量; P_{out} 为无人机的总功耗。

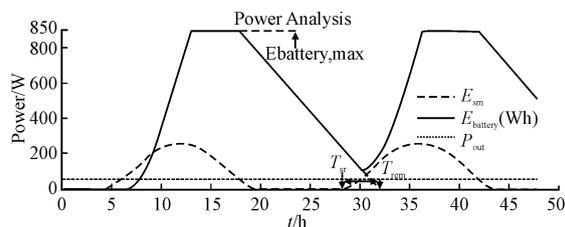


图 5 无人机能量特性分析

Fig. 5 Energy characteristic analysis of UAV

由定义可知, T_{rem} 大于 0,则无人机具备跨夜飞行能力; T_{rem} 越大,表示无人机在日出时间后仍能不依靠太阳能飞行的时间越长,其跨夜飞行能力越强,因此把 T_{rem} 作为优化目标是合理可行的。当给定任务的区域以及时间后, φ 和 d_n 则是固定的。对于第 2.4 节中的 $b, \lambda, m_{bat}, f_{sm}$,每输入一组值,都会得到一个 T_{rem} ,此时用遗传算法寻求设计变量取值范围内的最大 T_{rem} ,对应的变量取值即为最优初始设计。

优化目标: $\max F(x) = T_{rem}(x)$

设计变量: $x = \{b, \lambda, m_{bat}, f_{sm}\}$

利用遗传算法对总体设计参数的优化流程见图 6。

3.2 优化结果

用 MATLAB 对无人机飞行过程进行中的电量进行仿真。由于 $m_{bat} = m_{batt} n_{batt}$,故设计变量 m_{bat} 可用 n_{batt} 代替。根据本课题团队无人机制作工艺水平,选取设计变量 $x = \{b, \lambda, n_{batt}, f_{sm}\}$ 取值范围为 $3 \leq b \leq 8, 5 \leq \lambda \leq 15, 40 \leq n_{batt} \leq 80, 0.4 \leq f_{sm} \leq 0.9$ 。以 6 月 22 日执行西安地区飞行任务为例进行设计,则 $d_n = 173, \varphi = 34.3^\circ$ 。在种群数为 100,遗传代数为 500 代的控制条件下,目标函数收敛,其优化结果

见表3,图7。

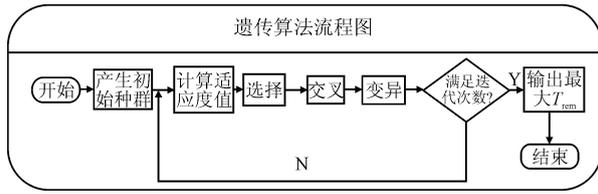


图6 遗传算法流程图

Fig. 6 Flow chart of genetic algorithm

表3 遗传算法优化结果

Tab. 3 Genetic algorithm optimization results

$b(3:8)$	$\lambda(5:15)$	$n_{\text{batt}}(40:80)$	$f_{\text{sm}}(0.4:0.9)$	T_{rem}
5.42	14.7	80	0.56	3.82
5.42	14.7	80	0.56	3.82
5.42	14.7	80	0.56	3.82

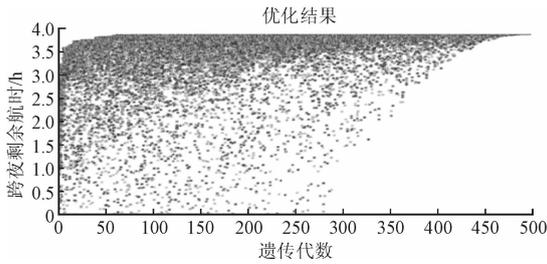


图7 遗传算法优化结果

Fig. 7 Genetic algorithm optimization results

考虑到翼型特点和方便安装太阳能电池板,最终取 $b=5.4\text{ m}$, $\lambda=14.6$, $n_{\text{batt}}=80$, $f_{\text{sm}}=0.56$, 此时 $m_{\text{bat}}=3.8\text{ kg}$, $m_{\text{tot}}=7.73\text{ kg}$, $T_{\text{rem}}=3.81\text{ h}$, $P_{\text{out}}=53.85\text{ W}$, $P_{\text{prop}}=48.85\text{ W}$ 。此时能量仿真见图8。

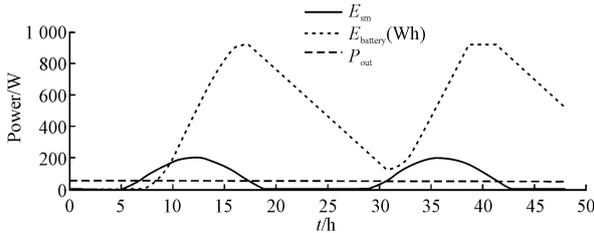


图8 初始设计下无人机能量仿真

Fig. 8 Energy simulation of UAV under initial design

3.3 设计变量对 T_{rem} 的影响分析

以优化结果为基础,在其他条件不变的情况下,分析设计变量对 T_{rem} 的影响。

由图9(a)可知,翼展适中时,才能取得最大 T_{rem} ,过大或过小都不利,过小则翼载荷太大无法跨夜飞行,而过大会导致结构质量急剧增大,从而增大 P_{out} ,减小 T_{rem} ;由图9(b)可知,展弦比增大时,气动效率提高, T_{rem} 会随之增大,但设计时由于结构强度的限制,展弦比是不能无限增大的;由图9(c)可知,电池数量与 T_{rem} 非线性正相关,其值越大,无人机跨夜飞行能力越强,但增强的趋势在减弱;由图9(d)可知,电池板

面积达到一定值后, T_{rem} 开始减小,主要是因为此时 m_{sm} 增大而总储能量 ($E_{\text{batt}}^{\text{max}}$) 不再增大, m_{tot} 增大从而使 P_{out} 增大,导致 T_{rem} 减小。由此可知,综合权衡、合理取得4个设计参量的值,才能得到最大 T_{rem} 。

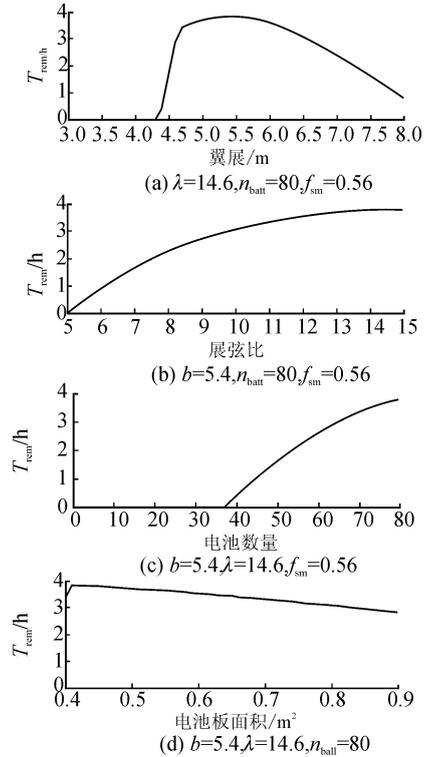


图9 设计变量对 T_{rem} 的影响

Fig. 9 The influence of design variable on T_{rem}

3.4 负载能力分析

为保证跨夜飞行后无人机有足够的电量维持飞行,需设置一个安全时间,取 $T_{\text{rem}} \geq 2$ 。由图10可知,在设计条件下,不考虑负载功耗时,该无人机最大负载能力为 1.2 kg ;在 m_{pld} 为 0.3 kg 时,最大 P_{pld} 为 9.5 W ,表现出了较强的带载能力。

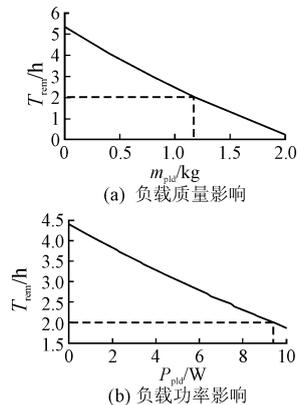


图10 负载能力分析

Fig. 10 Load capacity analysis

3.5 日期适应性分析

对于同一纬度而言,随着飞行日期偏离6月22日越远,无人机接收到的太阳辐射强度越差。图11

显示了在设计条件下,偏离设计日对 T_{rem} 的影响情况。当取 $T_{rem} \geq 3$ 时,该无人机拥有以 6 月 22 日为中心,前后各 50 d 时间内的跨夜飞行能力,该机不具备跨年飞行能力。

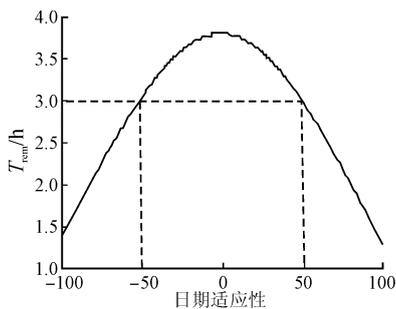


图 11 日期适应性分析

Fig. 11 Date adaptability analysis

4 飞行试验

太阳能无人机飞行中消耗的总功率为 P_{out} ,可由式(20)计算。

通过验证机的飞行试验测量太阳能无人机在飞行中的总功率,可以验证能量平衡模型的准确性。验证机见图 12。



图 12 试验验证机

Fig. 12 Test verification UAV

基于初始设计参数,研制了试验验证机。在经过充分的准备后,用验证机进行了飞行试验。由于试飞空域有限,为保证飞行安全,储能系统的锂电池未完全安装,试验时起飞质量为 5.1 kg。无人机飞控可以记录飞行中输入的电压、电流数据,其值见图 13。

飞行中,由于电压变化不大,则最小稳定电流对应为最小输入功率。从图 13 上截取 1 段稳定飞行时最小电流段进行放大,将其视为能维持平飞的最小输入电参数,见图 14。

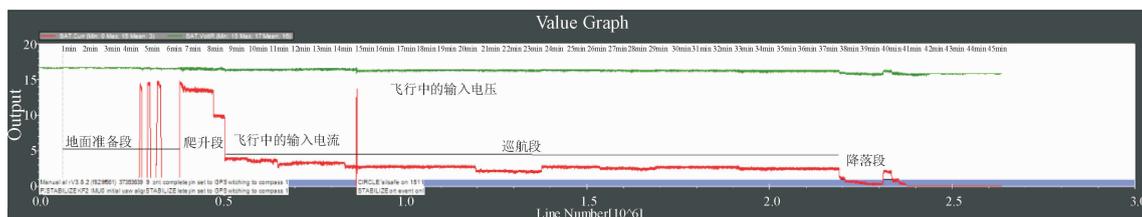


图 13 飞行中电压电流

Fig. 13 Voltage and current in flight

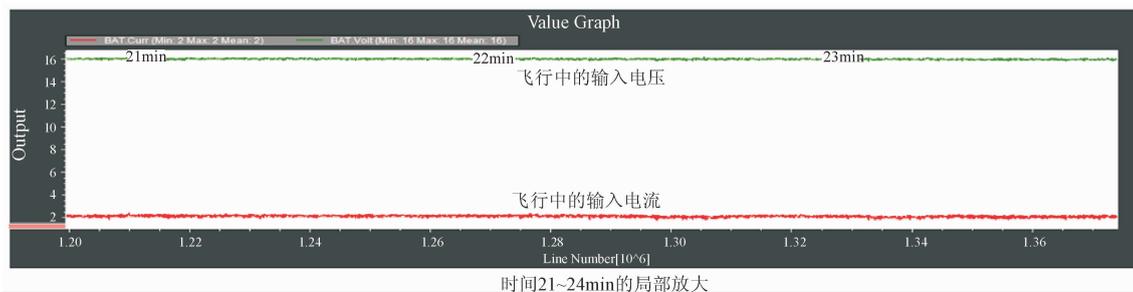


图 14 维持平飞的最小输入电压电流

Fig. 14 Minimum input voltage and current to maintain flat flight

由图 14 可知,功耗最小的平飞阶段,平均输入电压 16 V,平均输入电流为 2 A,可计算的平均功耗为 32 W。由式(20)与(21),可计算出满负荷条件下无人机的巡航的功耗为:

$$P_{out} = (32 - 5) \times (7.73/5.1)^{1.5} + 5 = 55.4 \text{ W}.$$

该值略大于仿真计算结果 $P_{out} = 53.85 \text{ W}$ (比仿真结果大 2.88%)。经计算,此时无人机的跨夜剩余航时 $T_{rem} = 3.14 \text{ h} > 2 \text{ h}$,证明无人机在设计日具有跨夜飞行能力。

5 结语

1) 本文根据太阳能飞机能量原理,优化了太阳辐射模型并对太阳能无人机结构质量参数化建模,建立了能量平衡模型和飞行中储能电池电量模型。以 AtlantikSolar 的设计参数为例,验证了能量平衡模型的合理性与准确性。

2) 利用遗传算法对基本设计参数进行优化,求解出最优初步设计参数。基于该设计参数,进行了

试验验证机的研制。

3)设计变量对 T_{min} 的影响不尽相同,需要从全局角度考虑,才能取得最优初始设计参数。最优初始设计下的无人机具有最大 1.2 kg 的负载能力和以 6 月 22 日为中心前后各 50 d 时间内的跨夜飞行能力。

4)用验证机进行飞行试验,结果表明:无人机在巡航状态消耗的功率略大于设计值,其跨夜剩余航时为 3.14 h,该验证机具有跨夜飞行能力。验证了本文设计优化方法的科学性。

参考文献(References):

[1] ROBERTS C, VAUGHAN M, BOWMAN W J. Development of a Solar Powered Micro Air Vehicle [R]. AIAA 2002-0703.

[2] NOLL T E, BROWN J M, PEREZ-DAVIS M E, et al. Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap, Volume I Mishap Report [R]. Washington, D. C. : NASA Langley Research Center, 2004.

[3] 尹成越,高普云,郭健,等. “微风”(Zephyr7)无人机翼力学性能分析 [J]. 强度与环境, 2012, 39(3): 19-25.

YIN C Y, GAO P Y, GUO J, et al. Mechanical Performance Analysis on Wing's of Zephyr7 UAV [J]. Structure & Environment Engineering, 2012 39(3): 19-25. (in Chinese)

[4] 李之. 阳光动力 2 号太阳能飞机 [J]. 现代物理知识, 2015, 27(2): 2.

LI Z. Solar Impulse 2 Solar-powered Aircraft [J]. Modern Physics, 2015, 27(2): 2. (in Chinese)

[5] SAN D. AC Propulsion's Solar Electric Powered So Long UAV. AC Propulsion, California, USA, 2005.

[6] NOTH Andre. Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight [D]. Suisse: Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, ETH Zürich, 2008.

[7] OETTERS HAGEN P, MELZER A, Mantel T, et al. A Solar-Powered Hand-Launchable UAV for Low-Altitude Multi-day Continuous Flight [C]// IEEE International Conference on Robotics and Automation. IEEE, 2015: 3986-3993.

[8] 赵辉杰,马建超. 小型太阳能无人机持久飞行技术研究 [J]. 中国电子科学研究院学报, 2013, 8(4): 384-387.

ZHAO H J, MA J C. Research on Persistent Flight Technology of Small Solar UAV [J]. Journal of China Academy of Electronics and Information Technology, 2013, 8(4): 384-387. (in Chinese)

[9] 漆卫微,郑祥明,昂海松. 不间断飞行小型太阳能无人机总体设计与优化 [J]. 江苏航空, 2014(4): 2-4.

QI W H, ZHENG X M, ANG H S. Overall Design and Optimization of a Small Solar Powered Unmanned aerial Vehicle with Uninterrupted Flying [J]. Jiangsu

Aviation, 2014(4): 2-4. (in Chinese)

[10] 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 Q L, HUANG J, LIU X Q. 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. (in Chinese)

[11] 马东立,包文卓,乔宇航. 基于重力储能的太阳能飞机飞行轨迹研究 [J]. 航空学报, 2014, 35(2): 408-416.

MA D L, BAO W Z, QIAO Y H. Study of Flight Path for Solar-Powered Aircraft Based on Gravity Energy Reservation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 408-416. (in Chinese)

[12] 张芳,徐含乐,任武. 特种太阳能飞机总体参数设计方法研究 [J]. 科学技术与工程, 2012, 12(24): 311-317.

ZHANG F, XU H L, REN W. Research of Special Solar Powered Aircraft Conceptual Parameters Design Method [J]. Science Technology and Engineering, 2012, 12(24): 311-317. (in Chinese)

[13] 张德虎,张健,李军府. 太阳能飞机能量平衡建模研究 [J]. 航空学报, 2016, 37(s1): 16-23

ZHANG D H, ZHANG J, LI J F. Research on Energy Balance Modeling of Solar Powered Aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(s1): 16-23. (in Chinese)

[14] 杨婧,刘志璋,孟斌,等. 基于 MATLAB 的太阳辐射资源计算 [J]. 能源工程, 2011(01): 35-38.

YANG J, LIU ZH ZH, MENG B, et al. Resources Calculation of Solar Radiation Based on Matlab [J]. Energy Engineering, 2011(01): 35-38. (in Chinese)

[15] 何洪林,于贵瑞,牛栋. 复杂地形条件下的太阳资源辐射计算方法研究 [J]. 资源科学, 2003, 25(1): 78-85

HE H L, YU G R, N D. Method of Global Solar Radiation Calculation on Complex Territories [J]. Resources Science, 2003, 25(1): 78-85. (in Chinese)

[16] 朱宝鏊. 无人飞机空气动力学 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.

ZHU B L. UAV Aerodynamics [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008. (in Chinese)

[17] 周伟,李赛,王学仁,等. 基于 FQFD 的太阳能无人机设计指标排序方法 [J]. 航空学报, 10. 7527/S1000-6893. 2017. 221299.

ZHOU W, LI S, WANG X R, et al. Sorting Method for Design Specifications of Solar Powered UAV Based on FQFD [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica accepted, 10. 7527/S1000-6893. 2017. 221299. (in Chinese)

(编辑:姚树峰)