

【航空电子电气工程】

太阳能无人机巡航段剩余功率影响因素研究

欧阳姗¹, 肖文波^{1,2}, 李勇波¹, 吴华明¹, 谢大进²

(1. 南昌航空大学 仪器科学与光电工程学院, 江西 南昌 330063;

2. 南昌航空大学 科技学院, 江西 共青城 332020)

摘 要:研究了太阳能无人机巡航中飞行速度、飞行高度与俯仰角对太阳能无人机剩余功率输出的影响,并分析了三者与剩余功率的相关性;同时,对仿真结果与飞行实验的结果进行了对比验证。结果表明:剩余功率随飞行速度的增加而减小,并且飞行速度越大,剩余功率减小的速率也越大;剩余功率随飞行高度的增加而增加,当飞行高度处于 10 000~12 000 m 时,剩余功率随飞行高度增加的速率明显降低;在 $-10^{\circ}\sim 10^{\circ}$ 的俯仰角度内,剩余功率先增加,后随着俯仰角的增大反而减小,俯仰角为 3.1° 时达到最大剩余功率;飞行速度与剩余功率具有较强的负相关关系,飞行高度与剩余功率之间存在正相关关系,俯仰角与剩余功率之间存在较弱的正相关关系,即飞行速度对剩余功率的影响最大,飞行高度的影响次之,俯仰角对剩余功率的影响最小。

关键词:太阳能无人机;飞行速度;飞行高度;俯仰角;剩余功率

中图分类号: V 19 **文献标志码:** A DOI:10.13486/j.issn.2097-4973.2026.02.007

太阳能是一种环境友好且无安全隐患的绿色能源^[1],太阳能无人机(UAV)作为一种使用绿色能源的飞行器,因其能够实现不间断飞行而备受关注^[2-3]。太阳能无人机通过覆盖在机翼表面的太阳能电池,将太阳能转换为电能,一部分用于满足白天飞行的能量需求,剩余能量储存在储能电池中,用于夜间巡航^[4-5]。随着技术的不断进步,太阳能无人机已在侦察、测绘、消防、救援、通信等领域展现出广阔的应用前景^[6-9]。如何满足无人机执行长航任务时对能源的持续性需求是当前面临的核心挑战之一,为此,研究人员对影响太阳能无人机光伏组件性能的因素开展了大量研究。Rajendran 等研究了温度对光伏组件性能的影响,并得到研究样本的最佳工作温度为 45°C ^[10]。成珂等通过模拟太阳辐射和光伏组件温度变化,分别分析了飞行时间、飞行速度和飞行高度对光伏组件性能的影响,结果表明在这三个工作条件中,飞行时间对光伏组件性能的影响最大^[11]。昌敏等通过建立太阳能无人机光伏组件面功率模型,揭示了飞行高度、纬度和季节对光伏组件功率输出的影响规律^[12]。肖文波等通过建立翼型数学模型,研究了不同翼型结构对光伏组件接收的总太阳辐照度及其产生功率的影响^[13]。Nourddine 等建立了太阳能无人机动态模型,通过能量管理算法优化能量分配,并基于仿真得到了不同季节下的太阳辐照变化规律^[14]。现有研究大多探讨单一因素对光伏组件功率的影响,如温度、纬度、飞行速度和飞行高度等,而缺乏对功率消耗及多

收稿日期:2025-09-25

基金项目:国家自然科学基金项目(12464010);2022 年江西省高层次高技能领军人才培养工程入选项目;九江浔城英才项目(JJXC2023032);2025 年九江市自然科学基金项目

第一作者简介:欧阳姗(2000—),女,江西萍乡人,硕士研究生,主要从事太阳能无人机研究。

E-mail:13361640903@163.com

通信作者简介:肖文波(1975—),男,江西南昌人,教授,博士,主要从事半导体光电检测及光伏发电研究。

E-mail:xiaowenbo1570@163.com

因素耦合效应的综合分析,导致实验结果在复杂工况下的实际应用中存在局限性。为此,本文根据太阳能无人机能量获取和消耗模型,研究了飞行速度、飞行高度以及俯仰角对太阳能无人机功率的影响,并对这三种因素耦合影响下的功率数据进行了敏度和相关性分析;此外,还对飞行实验和仿真实验结果进行了非线性拟合和对比,验证了仿真得出的理论结果,为多约束条件下的能量优化提供了理论依据。

1 太阳能无人机模型建立

1.1 太阳辐射模型

太阳能无人机最主要的能量来源是太阳辐射,太阳辐照度表达如下:

$$G=G_0 D_z \sin(A)。 \quad (1)$$

式中: $G_0=1\ 353\ \text{W}/\text{m}^2$,为大气层外的太阳辐照度; D_z 为大气通透率; A 为太阳高度角。 $\sin(A)$ 的计算表达式如下:

$$\begin{cases} \sin(A)=\cos(\delta)\cos(\varphi)\cos(\omega)+\sin(\delta)\sin(\varphi), \\ \delta=23.45\sin\left(\frac{360}{365}(284+d_n)\right), \\ \omega=15(12-t)。 \end{cases} \quad (2)$$

式中: δ 为太阳赤纬角, φ 为当地纬度, ω 为太阳时角, d_n 为日序数($n=1,2,\cdots,365$), t 为飞行时间。大气通透率

$$D_z=0.5(e^{-0.65m(z,A)}+e^{-0.095m(z,A)})。 \quad (3)$$

式中: $m(z,A)$ 为高度 z 处的空气质量系数,具体表达为

$$m(z,A)=m(0,A)\left[\frac{P(z)}{P(0)}\right], \quad (4)$$

$$m(0,A)=\left[1229+(614\sin(A))^2\right]^{\frac{1}{2}}-614\sin(A), \quad (5)$$

$$P(z)=e^{5.25885\times\ln(288.15-0.0065z)-18.2573}。 \quad (6)$$

式中: z 为飞行高度, $P(z)$ 为高度处的大气压强, $P(0)=101.3\ \text{kPa}$, $m(0,A)$ 为地面的空气质量系数。

1.2 动力学与运动学模型

本文采用质点模型进行讨论研究,质点模型将太阳能无人机视为一个具有质量的点,忽略其几何尺寸以及结构弹性变形的影响,仅关注其质心的平动运动^[15]。该模型适用于分析无人机质心的轨迹和速度等宏观运动特性,在本研究关注的巡航状态下具有较好的精度和简洁性。太阳能无人机的动力学和运动学方程表达如下:

$$\begin{cases} \dot{x}=V\cos\gamma\cos\psi, \\ \dot{y}=V\cos\gamma\sin\psi, \\ \dot{h}=-V\sin\gamma, \\ \dot{\psi}=\frac{gn_h}{V\cos\gamma}, \\ \dot{\gamma}=\frac{g}{V}(n_v-\cos\gamma), \\ \dot{V}=\left(\frac{T-D}{mg}-\sin\gamma\right)g。 \end{cases} \quad (7)$$

式中: x,y,h 为太阳能无人机的三维坐标, ψ 为航向角, γ 为航迹角, V 为飞行速度, n_h 为横向过载, n_v 为法向过载, m 为太阳能无人机质量, T 为推力, D 为阻力。 n_h 和 n_v 的具体表达如下:

$$n_h=\frac{L\sin\Phi}{m},n_v=\frac{L\cos\Phi}{m}。 \quad (8)$$

式中: L 为升力, Φ 为滚转角。升力 L 和阻力 D 的表达如下:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_L, D = \frac{1}{2} \rho V^2 S_w C_D, C_D = C_{D0} + k C_L^2, k = \frac{4}{3\pi u AR} \quad (9)$$

式中: ρ 为空气密度, S_w 为机翼面积, C_L 为升力系数, C_D 为阻力系数, C_{D0} 为零阻力系数, k 为升阻比, u 为奥斯瓦尔德效率因子, AR 为展弦比。

太阳能无人机做定常直线运动时,无人机俯仰角 θ 等于攻角 α 与航迹角 γ 之和,表达如下:

$$\theta = \alpha + \gamma \quad (10)$$

1.3 功率消耗模型

太阳能无人机飞行所需的功率

$$P_r = \frac{TV}{\eta_r} \quad (11)$$

$$\eta_r = \eta_{prop} \eta_{mot} \quad (12)$$

式中: η_r 为太阳能无人机动力系统效率, η_{prop} 为螺旋桨效率, η_{mot} 为电机效率。

由公式(7)~(10)可得:

$$T = mg \frac{\cos^2 \gamma + (C_L/C_D) \sin \gamma}{\sin(\theta - \gamma) + (C_L/C_D) \cos(\theta - \gamma)} \quad (13)$$

$$V = \frac{2(mg \cos \gamma - T \sin(\theta - \gamma))}{\rho S_w C_L} \quad (14)$$

2 仿真结果与分析

所有仿真实验中,太阳能无人机的飞行区域为江西地区,飞行日期为2024年9月26日,即日序数为269,飞行时间为上午10点。在研究剩余功率时,太阳能无人机以定常直线状态在南北向进行巡航。

2.1 飞行速度对功率的影响

飞行高度为8 000 m,飞行速度为2~30 m/s,得到光伏组件产生功率随飞行速度变化的关系如图1所示。从图中可以看到,光伏组件产生功率随飞行速度的增加而增加,但增加的速率逐渐减小,且最终趋于平稳。在飞行速度低于10 m/s时,功率随速度的增加而快速上升。这是因为在飞行速度增加时,组件表面的风速也随之增加,这有助于降低组件表面温度,从而提高光伏组件的效率,增加功率输出。而当飞行速度达到10 m/s及以上时,功率随飞行速度的变化率显著减小,主要原因包括两方面:一方面,飞行速度增大后,摩擦生热导致光伏组件温度升高,而光伏组件效率受温度影响较大^[16],从而导致产生功率下降;另一方面,高速飞行使得机翼产生柔性形变,而这一形变会影响光伏组件的效率和稳定性,进一步使得产生功率下降。文献[17]表明当飞行速度为25 m/s时,飞机的翼梢与翼根处由于形变产生的垂直位移量达到了半翼展的18.75%。所以,飞行速度对光伏组件功率的影响不是简单的线性关系,组件表面温度、机翼形变等因素共同决定了光伏组件在不同飞行速度下的功率表现。

飞行速度为5~25 m/s,俯仰角 $\theta=3^\circ$,飞行高度分别为4 000 m、6 000 m、8 000 m、10 000 m和12 000 m时,得到飞行速度对太阳能无人机剩余功率(产生功率-消耗功率)的影响如图2所示。从图中可以看到,当飞行高度为4 000 m时,飞行速度每增加5 m/s,剩余功率分别减少6.515%、10.905%、12.723%和14.809%;当飞行高度为6 000 m时,飞行速度每增加5 m/s,剩余功率分别减少5.679%、9.725%、11.334%和13.047%;当飞行高度为8 000 m时,飞行速度每增加5 m/s,剩余功率分别减少6.104%、8.400%、9.989%和11.479%;当飞行高度为10 000 m时,飞行速度每增加5 m/s,剩余功率分别减少5.193%、7.488%、8.830%和10.019%;当飞行高度为12 000 m时,飞行速度每增加5 m/s,剩余功率分别减少4.928%、6.917%、8.317%和9.471%。通过以上数据可以看出,在飞行高度和俯仰角一定时,剩余功率随飞行速度的增加反而减小,并且飞行速度越大,剩余功率减小的速率也越大。这与飞行速度对产生

功率影响的结论相反,说明飞行速度对产生功率和剩余功率的影响趋势是相反的。

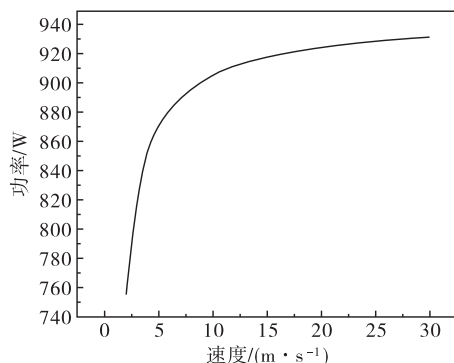


图 1 产生功率随飞行速度变化

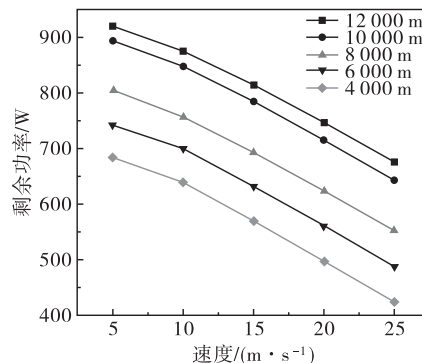


图 2 剩余功率随飞行速度变化

2.2 飞行高度对功率的影响

飞行速度为 25 m/s,飞行高度为 0~12 000 m 时,得到光伏组件产生功率随飞行高度变化的关系如图 3 所示。从图中可以看到,光伏组件产生功率随飞行高度的增加而逐渐增大。这是因为随着飞行高度的增加,环境温度会逐渐降低。较低的环境温度有助于降低光伏组件表面温度,从而提高其工作效率,进而增加组件功率输出。除此之外,高度增加使得光伏组件接收到的太阳辐射更强,这直接增加了光伏组件的输入能量,进一步提高产生功率。然而,当飞行高度达到 11 000 m 及以上时,光伏组件产生功率趋于稳定,不再随飞行高度的增加而继续增加。文献[18]表明,在 11 000~12 000 m 高度会出现逆温现象,高度增加的同时环境温度反而逐渐升高。此外,高度增加导致大气密度减小,影响了光伏组件散热效果。因此,尽管太阳辐照强度随着飞行高度的增加而增强,但由于逆温现象和光伏组件散热能力减弱的影响,光伏组件产生功率出现饱和趋势。

飞行高度为 4 000~12 000 m,俯仰角 $\theta=3^\circ$,飞行速度分别为 5 m/s、10 m/s、15 m/s、20 m/s 和 25 m/s 时,得到飞行高度对太阳能无人机剩余功率(产生功率-消耗功率)的影响如图 4 所示。

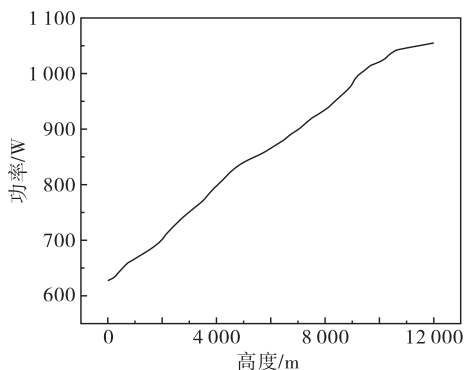


图 3 产生功率随飞行高度变化

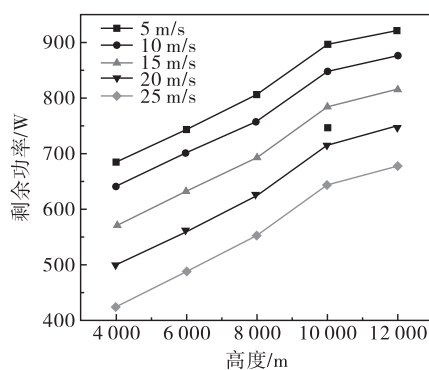


图 4 剩余功率随飞行高度变化

由图 4 可以看到,当飞行速度为 5 m/s 时,飞行高度每增加 2 000 m,剩余功率分别增加 8.475%、8.553%、10.979%和 2.890%;当飞行速度为 10 m/s 时,飞行高度每增加 2 000 m,剩余功率分别增加 9.445%、8.064%、12.056%和 3.178%;当飞行速度为 15 m/s 时,飞行高度每增加 2 000 m,剩余功率分别增加 10.895%、9.649%、13.171%和 3.815%;当飞行速度为 20 m/s 时,飞行高度每增加 2 000 m,剩余功率分别增加 12.661%、11.313%、14.629%和 4.398%;当飞行速度为 25 m/s 时,飞行高度每增加 2 000 m,剩余功率分别增加 14.991%、13.321%、16.519%和 5.034%。通过以上数据可以看出,在飞行速度和俯仰角一定时,剩余功率随着飞行高度的增加而增加,并且当飞行高度处于 10 000~12 000 m 时,剩余功率随飞行高度增加的速率明显降低,这飞行高度对产生功率影响的结论相似,说明飞行高度对产生功率和剩

余功率的影响趋势是一致的。

2.3 俯仰角对功率的影响

飞行高度为 12 000 m,飞行速度为 25 m/s,俯仰角为 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 。太阳能无人机俯仰角的变化会改变光伏组件法向量的方向,从而改变其接收太阳辐照的有效面积,进而影响产生功率^[19]。在平飞时,轻微的俯仰变化对产生功率的影响较小,所以本文在研究俯仰角对功率的影响时,重点分析剩余功率(产生功率—消耗功率)的变化。实验得到太阳能无人机功率随俯仰角变化的关系如图 5 所示。

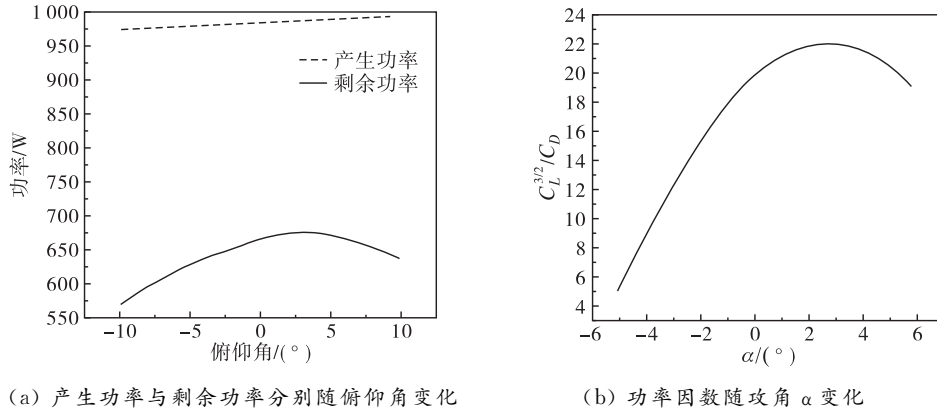


图 5 无人机功率与仰角关系图

从图中可以看到,剩余功率随俯仰角($-10^\circ \sim 10^\circ$)呈倒 U 形分布,峰值出现在 3.1° ,偏离此角度会导致功率下降。当俯仰角在 $-10^\circ \sim 3.1^\circ$ 时,剩余功率始终随俯仰角的增大而增加,而当俯仰角在 $3.1^\circ \sim 10^\circ$ 时,随着俯仰角的增大剩余功率反而开始减小。这一趋势源于俯仰角变化对光伏组件受光面积与气动效率的双重影响:正俯仰角增大虽可优化太阳辐照接收,但超过 3.1° 后升阻比恶化,导致消耗功率剧增。消耗功率 P_r 与功率因数 $C_L^{3/2}/C_D$ 的关系如下:

$$P_r = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \times \frac{mg - T \sin \alpha}{\cos \alpha} \left(\frac{2(mg - T \sin \alpha)}{\rho S_w} \right)^{1/2} \quad (15)$$

由式(15)可知,随着功率因数的增大,太阳能无人机消耗功率将会减小,即消耗功率与功率因数成反比关系。太阳能无人机以定常直线状态巡航时,航迹角 $\gamma = 0^\circ$,由式(1)~(10)可知 $\theta = \alpha$ 。功率因数随攻角 α 变化的关系如图 5(a)所示。可以看到当攻角为 3.1° 时,功率因数最大,即消耗功率最小。所以,飞行速度和飞行高度一定时,俯仰角为 3.1° 时剩余功率最大,在此之前剩余功率随俯仰角的增大而增加,之后剩余功率随俯仰角的增大而减小。

2.4 飞行速度、飞行高度和俯仰角三因素耦合下的灵敏度分析

飞行高度范围为 $0 \sim 12\,000$ m,飞行速度范围为 $2 \sim 30$ m/s,俯仰角为 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 。图 6 为太阳能无人机剩余功率与飞行速度、飞行高度以及俯仰角的相关性热图。

飞行速度与剩余功率的相关系数为 $-0.727\,603\,546$,即飞行速度与剩余功率具有较强的负相关关系;飞行高度与剩余功率的相关系数为 $0.674\,475\,648$,即飞行高度与剩余功率之间存在正相关关系;俯仰角与剩余功率的相关系数为 $0.014\,625\,541$ 。在文献[20]的飞行实验结论中,飞行速度与功率存在负相关关系,飞行高度与功率存在正相关关系,说明仿真实验得到的理论结论与实际飞行实验得到的结论一致。此外,在三个相关系数中可以看到,剩余功率

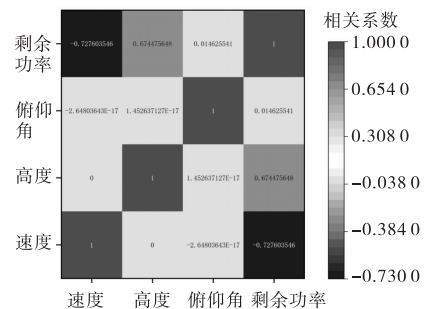


图 6 剩余功率与飞行速度、飞行高度和俯仰角的相关性热图

对飞行速度最敏感,飞行高度次之,俯仰角在热图中相关性趋近于 0,但在图 5 中存在峰值区间,可能是飞行高度和飞行速度的强主导效应掩盖了俯仰角的间接影响。

2.5 飞行实验数据验证仿真结果

2.5.1 数据获取

实验设备包括自制无人机、半柔性光伏电池、高精度高速电压电流表、锂电池、移动电源等,如图 7(a)所示。无人机由木制机身与机架、飞行控制系统、电机、电调等组成,无人机采用双发双垂尾常规布局,翼型选用了平凸翼 N60,其翼展为 1 200 mm,翼根弦长为 280 mm,展弦比为 5.42,翼面积为 2 233 cm²,质量为 1.78 kg;平尾翼型选用 NACA0010,平尾展长为 300 mm,平尾弦长为 170 mm。太阳能电池是美国 SUNPOWER 生产的型号 GEN5 单晶硅电池片,转换效率为 23.2%,额定电压为 0.59 V,功率为 6 W,单片面积为 261.5 cm²;电压电流表是意大利 IME 公司生产的 iMetr T3;锂电池是由深圳中锂能源科技有限公司生产,能量为 5 600 mAh;移动电源是深圳市乔威电源有限公司生产的,型号为 HT-DX151。图 7(b)为实验原理图,6 块串联的太阳能电池片铺设在无人机机翼上,电压电流表实时测量并记录电池的输出电压、电流和功率,信号被存储在电压电流表的内存卡中,并通过 LED 屏显示,移动电源负责给电压电流表供电,光伏电池吸收光能转换得到的电能存入锂电池里面。组装好的太阳能无人机实物,如图 7(c)所示。图 7(d)是无人机按照轨迹完整飞行一圈示意图(1→…→7→1),飞行一圈时间约为 60 s;其中,4→5 阶段是由飞控系统按照预设的飞行高度和速度飞行,其余阶段由飞手操作(飞行高度和速度会有波动)。

在飞行实验中,当日最高气温 36 ℃,最低气温 27 ℃,风力风向为 2 级东南风,空气湿度为 62%,空气质量指数为 34,飞控阶段预设的飞行高度为 28 m,飞行速度分别为 17 m/s、18 m/s、19 m/s、20 m/s、21 m/s 和 22 m/s。



图 7 实验设备、原理及轨迹

2.5.2 验证结果

根据公式(1)~(14)可以推导出拟合方程表达如下:

$$P = A(1 - e^{-B(x-C)}). \quad (16)$$

式中: P 为功率, x 表示飞行速度, A 、 B 、 C 为常数。利用式(16)对飞行高度为 12 000 m,飞行速度分别为 5 m/s、10 m/s、15 m/s、20 m/s 和 25 m/s 时的仿真结果进行曲线拟合,拟合结果如图 8(a)所示。

飞行速度为 5 m/s 时,仿真得到的产生功率为 995.373 70 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 995.451 44 W,相对误差为 0.007 8%;飞行速度为 10 m/s 时,仿真得到的产生功率为 1 025.624 98 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 1 025.335 66 W,相对误差为 0.028 2%;飞行速度为 15 m/s 时,仿真得到的产生功率为 1 040.717 15 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 1 040.880 24 W,相对误差为 0.015 7%;飞行速度为 20 m/s 时,仿真得到的产生功率为 1 048.594 60 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 1 048.965 90 W,相对误差为 0.035 4%;飞行速度为 25 m/s 时,仿真得到的产生功率为 1 053.494 54 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 1 053.171 73 W,相对误差为 0.030 7%。计算得到平均相对误差为 0.023 56%,且拟合 R^2 为 0.999 836 538,非常接近 1,表明拟合曲线与数据趋势匹配度高,拟合效果较好。

利用式(16)对飞行实验得到的功率数据进行拟合。已知飞行实验时,无人机的飞行高度为 28 m,飞行速度为 17~22 m/s,间隔为 1 m/s,拟合结果如图 8(b)所示。

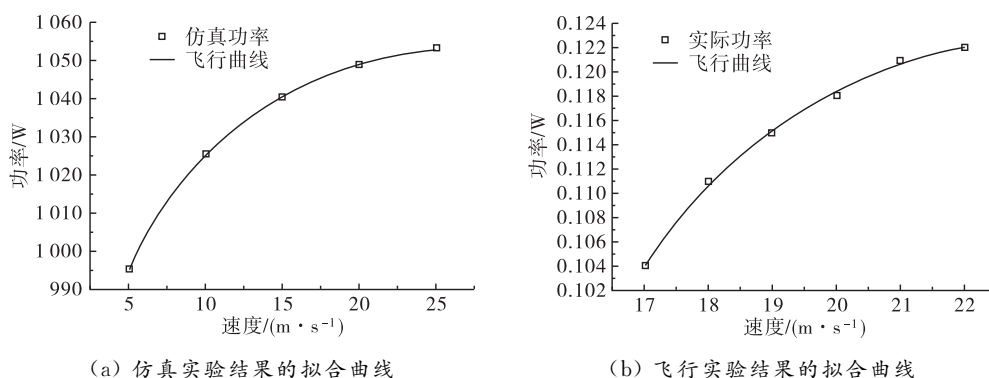


图8 拟合曲线

飞行速度为 17 m/s 时,测量产生功率结果为 0.104 000 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 0.105 918 W,相对误差为 1.811 1%;飞行速度为 18 m/s 时,测量产生功率结果为 0.111 000 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 0.111 903 W,相对误差为 0.806 7%;飞行速度为 19 m/s 时,测量产生功率结果为 0.115 000 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 0.116 071 W,相对误差为 0.923 0%;飞行速度为 20 m/s 时,测量产生功率结果为 0.118 000 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 0.118 975 W,相对误差为 0.819 7%;飞行速度为 21 m/s 时,测量产生功率结果为 0.121 000 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 0.120 998 W,相对误差为 0.001 6%;飞行速度为 22 m/s 时,测量产生功率结果为 0.122 000 W,代入拟合方程计算得到的产生功率为 0.122 407 W,相对误差为 0.332 6%。计算得到平均相对误差为 0.782 45%,且拟合 R^2 为 0.997 813 228,非常接近 1。

综上,用同一个拟合公式,分别对仿真结果数据和实验结果数据进行曲线拟合,两次拟合的 R^2 都非常接近 1,且模型计算结果与源数据的相对误差都很小。这表明仿真结果与实验结果趋势一致,验证了仿真实验结果的可靠性。

3 结论

本文通过建立太阳能无人机功率产生与消耗模型,系统研究了飞行速度、高度及俯仰角对功率的影响规律,并通过仿真与实验验证了相关结论。

光伏组件产生功率随飞行速度的增加呈先快后稳的非线性特征。飞行速度低于 10 m/s 时,产生功率随速度的增加而快速上升,而当飞行速度达到 10 m/s 及以上时,功率随飞行速度的变化率显著减小,且最终趋于平稳。当飞行高度和俯仰角一定时,剩余功率随飞行速度的增加反而减小,并且飞行速度越大,剩余功率减小的速率也越大。综上,飞行速度对产生功率和剩余功率的影响趋势是相反的。

光伏组件产生功率随飞行高度的增加而逐渐增大。当飞行高度达到 11 000 m 及以上时,光伏组件产生功率趋于稳定,不再随飞行高度的增加而继续增加。当飞行速度和俯仰角一定时,剩余功率随着飞行高度的增加而增加。当飞行高度处于 10 000~12 000 m 时,剩余功率随飞行高度增加的速率明显降低。综上,飞行高度对产生功率和剩余功率的影响趋势是一致的。

在平飞时,轻微的俯仰变化对产生功率的影响较小。当飞行速度和飞行高度一定时,在 $-10^\circ \sim 10^\circ$ 剩余功率随俯仰角呈倒 U 形分布,俯仰角为 3.1° 时剩余功率最大,在 $-10^\circ \sim 3.1^\circ$ 剩余功率随俯仰角的增大而增加,在 $3.1^\circ \sim 10^\circ$ 剩余功率随俯仰角的增大而减小。

飞行速度与剩余功率具有较强的负相关关系(相关系数为 $-0.727\ 603\ 546$),飞行高度与剩余功率之间存在正相关关系(相关系数为 $0.674\ 475\ 648$),而俯仰角对剩余功率只有较弱的正相关关系(相关系数

为 0.014 625 541)。即飞行速度对剩余功率的影响最大,飞行高度的影响次之,俯仰角对剩余功率的影响最小。

通过飞行实验数据对仿真结果进行验证,两者拟合曲线趋势一致,平均相对误差较小,模型可靠性得到验证。

参考文献:

- [1] 张健,张德虎. 高空长航时太阳能无人机总体设计要点分析[J]. 航空学报,2016,37(增刊 1):1-7.
- [2] YAN Y Z, CAO H Z, ZHANG B Y, et al. Large-scale solar-powered UAV attitude control using deep reinforcement learning in hardware-in-loop verification[J]. Drones, 2024, 8(9): 428.
- [3] 王军,贾永清,林谢伟,等. 临近空间太阳能无人机结构技术研究[J]. 中国航天, 2024(11): 43-48.
- [4] 肖文波,欧阳珊,胡朝杰,等. 太阳能无人机发展及其能源系统和气动布局综述[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2025, 42(2): 9-19.
- [5] 张树,刘璇,王晨,等. 太阳能无人机电源系统综述[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 458-472.
- [6] 张凯,李广佳,章文龙,等. 太阳能无人机工程应用面临的问题研究[J]. 中国航天, 2024(11): 68-76.
- [7] CHU L L, GU F, DU X T, et al. Aerodynamic configuration and control optimization for a novel horizontal-rope shipborne recovery fixed-wing UAV system[J]. Aerospace science and technology, 2023, 137(20): 108253.
- [8] SAFYANU B D, ABDULLAH M N, OMAR Z. Review of power device for solar-powered aircraft applications[J]. Journal of aerospace technology and management, 2019, 11(1): e4119.
- [9] 刘宇凡,关鹏,马骏,等. 正 X 机身四旋翼太阳能无人机结构设计[J]. 太阳能学报, 2024, 45(8): 295-303.
- [10] RAJENDRAN P, SMITH H. Experimental study of solar module & maximum power point tracking system under controlled temperature conditions[J]. International journal on advanced science, engineering and information technology, 2018, 8(4): 1147-1153.
- [11] 成珂,王忠伟,周洲. 太阳能飞机工作条件对太阳能电池性能的影响[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(4): 535-540.
- [12] 昌敏,周洲,成珂,等. 高空驻留太阳能飞机主动式光伏组件面功率特性研究[J]. 航空学报, 2013, 34(2): 273-281.
- [13] 肖文波,金鑫,汪洋,等. 太阳能飞机机翼翼型对光伏组件性能的影响[J]. 飞机设计, 2022, 42(1): 43-47.
- [14] NOURDDINE G, DJAMEL B, OUAHID B. Real-time power flow analysis and management for a long-endurance solar UAV during continuous flight[J]. CEAS aeronautical journal, 2023, 14(4): 1035-1049.
- [15] 杨超,邱祈生,周宜涛,等. 飞机阵风响应减缓技术综述[J]. 航空学报, 2022, 43(10): 216-256.
- [16] 倪志强,杨文. 光伏组件降温增效关键技术研究与应用[J]. 电力与能源, 2025, 46(1): 79-83.
- [17] MAYURESH J P, CARLOS E S, DEWEY H, et al. Nonlinear aeroelasticity and flight dynamics of high-altitude long-endurance aircraft[J]. Journal of aircraft, 2001, 38(1): 88-94.
- [18] 王玉峰,高飞,朱承炫,等. 对流层高度大气温度、湿度和气溶胶的拉曼激光雷达系统[J]. 光学学报, 2015, 35(3): 378-387.
- [19] 杨威宇,徐国宁,李兆杰,等. 太阳电池在临近空间发电影响因素研究[J]. 太阳能学报, 2021, 42(12): 476-485.
- [20] XIAO W B, OUYANG S, LI Y B. Solar cells' characteristics of unmanned aerial vehicle under the

coupling influence of flight and environmental factors [J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2025,34(3):1-10.

Research on energy management of solar-powered unmanned aerial vehicles during cruise

OUYANG Shan¹, XIAO Wenbo^{1,2}, LI Yongbo¹, WU Huaming¹, XIE Dajin²

(1. School of Instrument Science and Optoelectronic Engineering,

Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China;

2. Science and Technology College, Nanchang Hangkong University,

Gongqingcheng 332020, China)

Abstract: This study examines the effects of flight speed, altitude and pitch angle on the surplus power of a solar-powered UAV during cruise and analyzes the correlations among these three factors and surplus power. Meanwhile, the results are compared and verified with experimental data. The study shows that the residual power decreases with increasing flight speed, and the higher the flight speed, the greater the rate of decrease in residual power. The residual power increases with increasing flight altitude, and when the flight altitude is in the range of 10 000 m to 12 000 m, the rate of increase in residual power with altitude is significantly reduced. Within the pitch angle range of -10° to 10° , the residual power first increases and then decreases with increasing pitch angle, reaching its maximum value at a pitch angle of 3.1° . The research concludes that flight speed has a strong negative correlation with residual power, flight altitude has a positive correlation with residual power, and pitch angle has a weak positive correlation with residual power. That is, flight speed has the greatest impact on residual power, followed by flight altitude, with pitch angle having the least impact.

Keywords: solar-powered UAV; flight speed; flight altitude; pitch angle; residual power

(责任编辑:唐立平)

引用格式 欧阳姗,肖文波,李勇波,等. 太阳能无人机巡航段剩余功率影响因素研究[J]. 山东航空学院学报,2026,43(2): 57-65.

OUYANG S, XIAO W B, LI Y B, et al. Research on energy management of solar-powered unmanned aerial vehicles during cruise[J]. Journal of Shandong University of Aeronautics, 2026,43(2):57-65.