

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0254

变体太阳能无人机面向通信的总体与能效优化

李梓荣^{1,2}, 杨延平^{3,*}, 张子健¹, 马晓平²

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;
3. 中国人民解放军 94783 部队, 湖州 313111)

摘 要: 高空太阳能无人机 (SPUAV) 平台在充当空中基站增强、补盲偏远地区、灾害应急、远程中继通信方面具有其他平台难以比拟的优势, 但太阳能无人机设计域狭窄, 需要综合考虑载荷约束和无人机平台特点耦合设计。重点考虑通信任务与平台能量的双重约束, 设计一种构型可变的太阳能无人机平台, 研究其总体方案设计与优化, 使太阳能无人机在满足 24 h 能量闭合前提下能够最大化覆盖通信范围。通过建立通信、太阳辐照、质量预测等模型, 设置能量平衡约束与通信约束条件, 建模优化问题, 进而设计启发式算法的全局优化框架。仿真分析结果表明: 可变构型下的总体方案与常规构型相比能够显著减少总质量, 特别是在高空重载的状况下能够提高整体方案的效用, 仿真条件下总质量节约 13.3%; 通信载荷规格的提高及巡航高度的增加能够增加中继通信覆盖范围, 但是需要以平台总质量增加作为代价; 硬件设计方案一定时, 选定低巡航高度可以使通信覆盖效费比更高。

关 键 词: 太阳能无人机; 通信中继; 总体设计; 能量效率; 启发式算法

中图分类号: V221⁺.6

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2025)08-2663-11

临近空间太阳能无人机 (solar powered unmanned aerial vehicle, SPUAV) 执行高空通信覆盖任务是一种对标 SpaceX “星链” 网络的技术, 该类平台具有滞空时间长、续航能力强、覆盖范围广的特点^[1-2]。相比使用常规中低空无人机进行通信中继, 如 2021 年河南洪涝灾害中翼龙 2H 无人机提供 5 h 紧急通信服务, 高空太阳能无人机能够覆盖更广范围、灵活部署且能够 24 h 不间断提供服务, 可以作为应急通信和增强覆盖的有效手段^[3-4]。高空通信方面的潜力使得太阳能无人机受到学术和工程研发关注, 空客公司 2022 年在美国亚利桑那州测试了西风 (Zephyr) 太阳能无人机在 2 GHz 频段为地面提供长达 18 d 的宽带互联网服务, 谷歌公司使用神经网络控制太阳能高空气球 Loon 实现大范围的通信覆盖^[5], 脸书公司开发了 Aquila 太阳能飞翼无人

机为偏远地区提供网络支持, 西北工业大学研究了搭载 WiFi 设备的“灵翼”太阳能无人机进行局部组网试验。尽管如此, 目前仍存在诸多问题制约通信太阳能无人机发展, 如太阳能能量密度低、储能电池能量密度低、任务载荷需求大与飞机总体设计冲突明显等, 这些问题造成了太阳能无人机设计域狭窄。目前学术和工程研究解决上述问题的主要方向有 2 个: 一个是研究高能量密度电池, 另一个是进行路径规划以最大化太阳能利用率。此外, 以美国国防部高级研究计划局 (Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA) 提出的奥德修斯变体太阳能无人机设想为灵感, 本文提出一种平台可变构型的方案, 通过提高太阳能无人机辐射吸收率, 拓宽设计域以提高平台的通信任务能力。这种新的方案需要研究两部分内容: 太阳能总体设计

收稿日期: 2022-04-19; 录用日期: 2022-07-06; 网络出版时间: 2022-08-18 16:36
网络出版地址: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220817.1811.004
基金项目: 国家自然科学基金 (61901448)
* 通信作者. E-mail: yanping-yang@qq.com

引用格式: 李梓荣, 杨延平, 张子健, 等. 变体太阳能无人机面向通信的总体与能效优化 [J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51 (8): 2663-2673. LI Z R, YANG Y P, ZHANG Z J, et al. Overall and energy efficiency optimization for communication-oriented morphing solar-powered UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51 (8): 2663-2673 (in Chinese).

和具体任务载荷设计。

总体设计方面, Youngblood 等^[6]提出白天使用太阳能, 晚上利用储能电池进行跨夜飞行的太阳能飞机基本理念。Noth^[7]将分系统模型解析化近似, 使整个总体参数计算框架可以使用纯数学方法找到理论最优解。Gao 等^[8]将飞行策略引入飞机设计流程, 使用启发式智能算法对设计方案进行寻优从而实现储能电池的减重。朱雄峰^[9]评价了多学科在能量上的等价性, 从技术水平角度对总体设计中学科取舍做出了评价。Wu 等^[10-12]研究了多种变体构型的太阳能无人机, 证明了在跨纬度、跨季节情况下可变机翼构型对能量吸收带来增益。对于变体无人机, 谢长川等^[13-14]与周伟等^[15-16]对其进行了理论和试验研究, 分析了空气动力学及稳定性特性, 设计了相应控制手段并进行了样机试飞试验。上述研究为变体太阳能无人机设计提供了大量的设计参考, 表明能量收益是变体太阳能无人机的核心优势, 即基于对变体构型提供能量增益的利用, 展开太阳能无人机的总体设计, 可以对太阳能无人机的设计域进行拓宽。

无人机通信任务的研究集中在对通信中继策略、通信任务航迹优化等方面^[17-20]。Zeng 等对无人机辅助无线通信进行了概述, 对任务形态进行分类^[21]。西北工业大学研发了“魅影”WiFi 太阳能无人机, 能够实现 300 km² 的 WiFi 信号覆盖, 但是这部分研究中通信载荷是完全独立搭载的; 空客公司也对西风无人机进行了通信中继改型使其能长时间执行对地宽带服务。Sun 等^[22]对四旋翼太阳能通信中继无人机的三维路径规划和资源配置进行了研究。Yuan 等^[23]引入了信道感知势场概念, 提高了多终端无人机通信中继的总吞吐量。罗祎喆等^[24]提出一种联合优化空中基站高度和链路传输方向的算法, 旨在提高系留无人机蜂窝通信吞吐量。由上述研究可知, 通信载荷目前都是以独立形式搭载在无人机平台, 而将平台总体设计与通信任务载荷设计高度耦合的研究尚较少。特别是对于高空、能量短缺的太阳能无人机来说, 载荷质量和能耗是十分重要的因素。需要将通信因素作为主要方面进行设计。

基于上述分析, 本文聚焦研究一种可变构型太阳能无人机平台, 将通信载荷设计、太阳能吸收率提升设计、总体参数计算耦合优化, 提升太阳能无人机专门作为中继通信平台的设计方案的任务效能。重点研究解决: ①融合机载通信模型建立总体参数计算框架, 提出评价总体方案的中继覆盖范围与飞机总重双指标; ②提出考虑飞行策略的可变机翼太阳能通信中继飞机的设计优化方法; ③讨论可

变构型对太阳能通信无人机效能的增益, 为太阳能通信无人机改进设计提供参考。

1 变体太阳能无人机模型

变体太阳能无人机提供通信服务的能力与高度、通信载荷设备的质量、天线角度、发射功率直接相关, 技术水平一定的情况下, 能够提供的通信载重越大, 则通信服务能力越强。因此, 将通信载荷设计和变体太阳能无人机平台优化放一起是本文的研究重点, 部分变体太阳能无人机如图 1 所示。以下分别对主要部分进行建模。

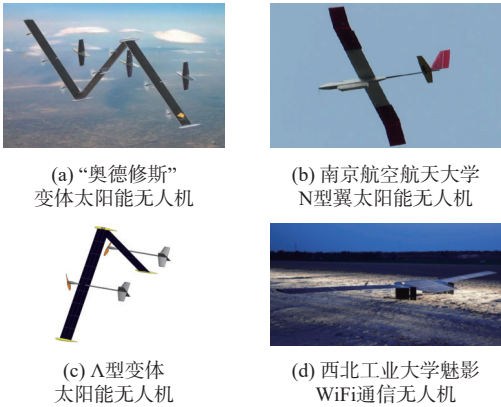


图 1 变体与通信中继 SPUAVs

Fig. 1 Morphing and relay communication SPUAVs

1.1 通信中继模型

通信中继模型参考实际机载通讯设备, 设备参数如表 1 所示。空地信号模型采用文献 [25] 提供的概率路径损失模型, 传播考虑视距 (line-of-sight, LoS) 和非视距 (non-line-of-sight, NLoS) 2 种场景, 对于地面任意点, 其数据传输链路以 LoS 或 NLoS 方式实现存在一个概率分布, 概率与地理环境特征和仰角有关, 使用 sigmoid 函数拟合几何视距概率:

$$P_{\text{LoS}}(\theta) = \frac{1}{1 + a_1 \exp(-a_2(180\theta/\pi - a_1))} \quad (1)$$

式中: a_1 和 a_2 为 sigmoid 函数参数; θ 为弧度仰角。

与式 (1) 对应的有 $P_{\text{NLoS}}(\theta) = 1 - P_{\text{LoS}}(\theta)$, 则综合路径损耗 E 为

$$E = P_{\text{LoS}}(\theta)L_{\text{LoS}} + P_{\text{NLoS}}(\theta)L_{\text{NLoS}} \quad (2)$$

式中: L_{LoS} 、 L_{NLoS} 为路径损耗。

不同传播组对应的路径损耗由自由空间损失

表 1 机载通信设备参数

Table 1 Parameters of airborne communication equipment

通信设备质量/kg	功耗/W	发射功率/W
0.5	12	1
5	100	4
20	200	10

$L(d)$ 和附加损耗 η 组成:

$$E_{\text{LoS}} = L(d) + \eta_{\text{LoS}} \tag{3}$$

$$E_{\text{NLoS}} = L(d) + \eta_{\text{NLoS}} \tag{4}$$

式中: d 为传播距离; 附加损耗根据所处传播组不同以固定取值的形式给出, 而对于空地传播情况下, 自由空间损失可以使用 Friis 传输方程给出:

$$L(d) = 20\ln(4\pi d/\lambda) \tag{5}$$

式中: λ 为工作波长。

考虑到其他各种增益及损耗, 对空地通信中地面任意点通信链路有效的条件为

$$P_t + G - E \geq \gamma_{\text{th}} - N \tag{6}$$

式中: P_t 为通信硬件发射功率; G 为综合增益; γ_{th} 为信噪比门限; N 为噪声功率。

中继无人机覆盖区域模型形式如图 2 所示, 覆盖范围 R 、飞机飞行高度 h 与信号传播距离 d 之间存在如下关系:

$$d^2 = R^2 + h^2 \tag{7}$$

假设 对地面覆盖范围采用平面假设。由于通信覆盖半径相对地球半径比例小(0.01 量级), 因此, 实际球面面积与平面假设相差很小。几何关系如图 3 所示, 其中, R_e 为地球半径, R 为通信覆盖面积半径, 当 $R=50\text{ km}$ 时, 球面面积 $S_0=2\,500.038\pi\text{ km}^2$, 平面近似面积 $S_1=2\,500\pi\text{ km}^2$, 两者误差很小。所以

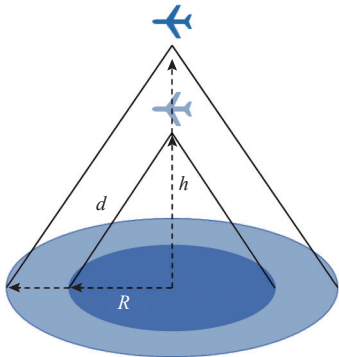


图 2 无人机通信覆盖模型

Fig. 2 UAV communication coverage model

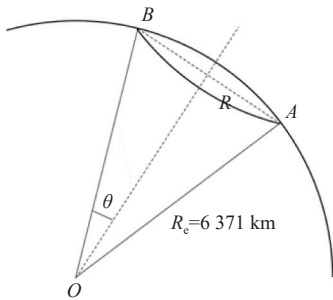


图 3 通信覆盖范围平面假设

Fig. 3 Plane assumption of communication coverage

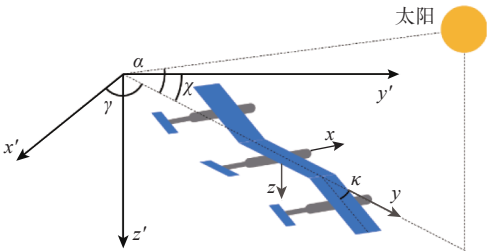
为理解直观, 计算简明便捷起见, 本文中采用平面近似假设。

1.2 变体机翼太阳能无人机系统模型

变体太阳能无人机可以在机翼段进行姿态调整^[10], 本文研究的变体机翼太阳能无人机的特点为机翼外翼段能够根据太阳方位上下偏转, 通过改变翼面处太阳光入射角度来提高太阳能吸收效率, 如图 4 所示, 其中, α 、 γ 和 χ 分别为太阳高度角、太阳方位角和太阳时刻角, κ 为外翼段偏转角。左右两侧外侧翼段长度占比各为翼展的 1/3。



(a) 外翼段偏转示意图



(b) 太阳相对位置与角度

图 4 可变机翼太阳能无人机

Fig. 4 Morphing wing SPUAV

太阳能能量吸收功率计算式为^[26]

$$P_{\text{sc}} = \eta_{\text{sc}} I_h \cos \langle \mathbf{n}_s, \mathbf{n}_{\text{sc}} \rangle S_{\text{sc}} \tag{8}$$

式中: P_{sc} 为总太阳能吸收功率; η_{sc} 为太阳能电池能量吸收效率; $\mathbf{n}_s$ 为阳光方向矢量; $\mathbf{n}_{\text{sc}}$ 为太阳能电池外法向矢量; S_{sc} 为太阳能光伏组件面积; I_h 为太阳辐照强度。

1) 方位对应。阳光方向矢量在地面坐标系下为

$$\mathbf{n}_s = (\cos \alpha \cos \gamma, \cos \alpha \sin \gamma, -\sin \alpha) \tag{9}$$

其计算式分别为

$$\begin{cases} \sin \alpha = \sin \delta \sin \psi + \cos \delta \cos \psi \cos \chi \\ \cos \gamma = (\sin \alpha \sin \psi - \sin \delta) / (\cos \alpha \cos \psi) \\ \delta = 23.45^\circ \sin \left(360^\circ \frac{284 + d_n}{365} \right) \\ \chi = 15t - 180^\circ \end{cases} \tag{10}$$

式中: δ 为太阳偏角, 与日序数 d_n 有关, d_n 由 1 月 1 日起记为 1; ψ 为当地纬度。

光伏组件的外法向矢量与光伏组件的安装及飞机的姿态有关:

$$\mathbf{n}_{sc} = - \begin{pmatrix} \cos\psi_b \sin\theta_{sc} \cos\phi_{sc} + \sin\psi_{sc} \sin\phi_{sc} \\ \sin\psi_b \sin\theta_{sc} \cos\phi_{sc} - \cos\psi_{sc} \sin\phi_{sc} \\ \cos\theta_{sc} \cos\phi_{sc} \end{pmatrix} \quad (11)$$

式中： ψ_b 为机体在地面坐标系下的进动角； θ_{sc} 和 ϕ_{sc} 分别为光伏组件在机体坐标系下的章动角和自转角。

2) 太阳辐照强度。太阳辐照强度方程组为^[27]

$$\begin{cases} I_h = I_{\infty} \tau \\ I_{\infty} = I \{1 + \varepsilon_0 [360/365 (d_n - 4)]\} / (1 - \varepsilon_0^2) \\ \tau = 0.5 (e^{-0.65A_h} + e^{-0.095A_h}) \\ A_h = A_0 p_h / p_0 \\ A_0 = \sqrt{1\,229 + (614 \sin\alpha)^2} - 614 \sin\alpha \end{cases} \quad (12)$$

式中： I 为地球公转轨道上全年的平均辐照强度，一般取值为 $I = 1\,367\text{ W/m}^2$ ； ε_0 为地球椭圆度参数，取值为 $1/60$ ； p_h 和 p_0 分别为当前高度处及海平面处的大气压强。

3) 分系统质量预测。太阳能无人机的设计中全机总质量计算式为^[7]

$$W_{to} = W_{st} + W_{ba} + W_{sc} + W_{mp} + W_{pr} + W_{av} \quad (13)$$
$$\begin{cases} W_{st} = 8.763 C^{0.311} S^{0.778} A_R^{0.476} \\ W_{ba} = k_{ba} Q_{ba} \\ W_{sc} = k_{sc} S_{sc} \\ W_{mp} = k_{mp} P_{sc}^* \\ W_{pr} = k_{pr} P_{pr}^* \end{cases} \quad (14)$$

式中： W_{to} 为飞机总质量； W_{st} 、 W_{ba} 、 W_{sc} 、 W_{mp} 、 W_{pr} 、

W_{av} 分别为飞机结构、储能电池、太阳能电池、最大功率跟踪器、推进系统、航电载荷的质量； C 为飞机平尾数量； S 为机翼参考面积； A_R 为机翼展弦比； Q_{ba} 为储能电池容量； S_{sc} 为太阳能电池面积； P_{sc}^* 为最大太阳能吸收功率； P_{pr}^* 为最大推进系统消耗功率； k_{ba} 、 k_{sc} 、 k_{mp} 、 k_{pr} 为对应分系统的质量系数。

4) 空气动力学。在总体设计阶段，升力系数 C_L 由 Xfoil 软件计算给出。阻力系数通常以如下方法计算：

$$C_D = C_{D0} + C_{Dp} + C_{Di} \quad (15)$$

式中： C_{D0} 为机翼零升阻力系数； C_{Dp} 为机身及其他部分引发的寄生阻力系数； C_{Di} 为诱导阻力系数。由文献^[7]的论述，诱导阻力系数计算式为

$$C_{Di} = C_L^2 / (\pi e A_R) \quad (16)$$

式中： e 为奥斯瓦尔德效率因子，表征升力分布偏离理想椭圆分布的程度。

对于可变构型太阳能无人机，其诱导阻力系数随机翼形状变化引起的展弦比变化而改变，零升阻力系数与寄生阻力系数则认为不发生变化。

2 建模参数优化问题及设计

基于第 1 节的模型，结合太阳能无人机的力平衡、能量平衡关系，本文根据通信任务的飞行策略，对总体设计的优化方案进行设计，总体方案计算框架如图 5 所示，其中， P_{ab} 为吸收功率。各部分详细设计见 2.1~2.4 节。

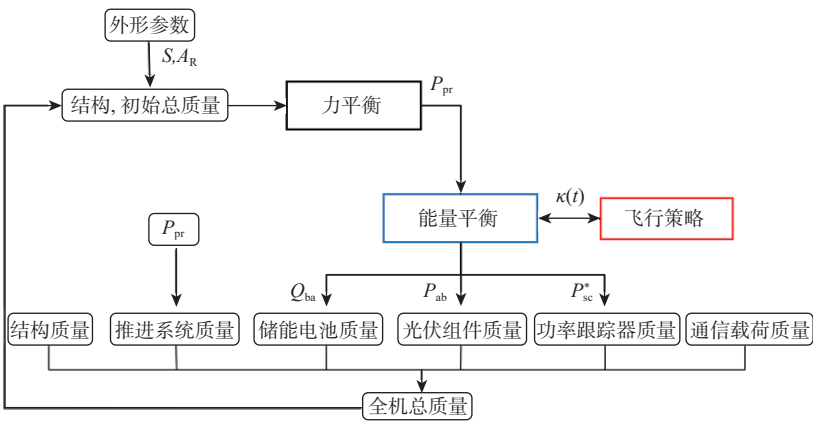


图 5 总体方案计算框架

Fig. 5 Overall plan calculation framework

在总体层面，参考文献^[7, 28]的方法选取矩形机翼的翼展和弦长作为顶层设计变量决定结构质量。子系统环节相扣，以力平衡和能量平衡关系为核心，结合质量预测方法预测各系统质量，再通过迭代至总重收敛。进一步地，反过来以上述计算过程为适应度函数，使用启发式算法，以总质量最低

作为目标搜索最佳的翼展弦长方案。为展示变体构型能量及任务效能上的优势，同时对常规不可变形构型太阳能无人机在相同设计点下进行了最优外形方案的求解作为对比。

2.1 通信中继任务设计

无人机通信中继系统模型如图 6 所示。地面

移动用户节点与地面固定基站节点距离遥远或存在阻挡,不能构成 2 个节点的通信链路,但是可以借助无人机节点中继实现用户到基站之间的通信。此外,因通信中继无人机保有海拔高度,对于地面用户节点和地面基站节点间不存在阻挡,还能够保证通信质量。

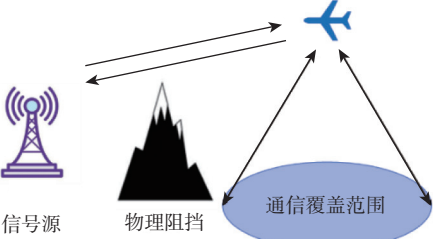


图 6 无人机通信中继系统模型

Fig. 6 Model of UAV communication relay system

通信载荷与总体设计的配合是变体太阳能通信中继无人机设计的最重要部分,如通信设备相关参数中质量-功率-效能关系,付出多能量消耗及载荷质量代价即可提高设备发射功率,从而使得通信覆盖范围增加。而提高中继无人机的飞行高度可以使通信仰角增加,同样可以使通信覆盖范围增加,但高空空气稀薄使得无人机空气动力学性能下降,同样需要质量上付出更大代价,如图 7 所示。

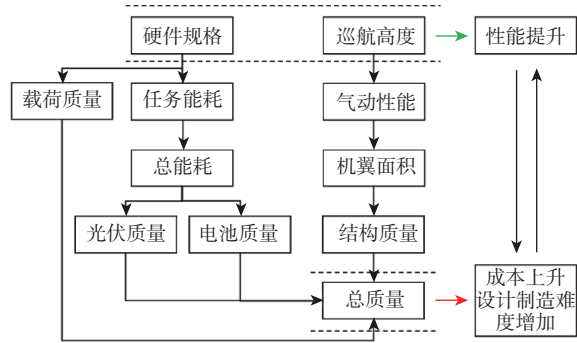


图 7 通信中继任务与平台设计的矛盾

Fig. 7 Contradiction between communication relay task and platform design

2.2 飞行性能需求

考虑到太阳能飞机自身长期处于定常平飞的特点,对于研究工况的取点只需取定常平飞即可。此时,飞机的力平衡关系为

$$\begin{cases} L = W_{to}g \\ D = T \end{cases} \quad (17)$$

式中: L 为全机升力; D 为阻力; T 为推进系统提供的推力; g 为重力加速度。

对于定常平飞的飞机,可以认为其升力与重力平衡,推力与阻力平衡,由此可以对推进系统进行定量分析。

2.3 能量平衡条件限制

太阳能无人机在白天飞行过程中通过太阳能电池吸收太阳能,在太阳能不足的夜间从储能电池提取能量为飞机供电。当全天能量获取与夜间储能电池能量储备分别足够供应飞机的全天及夜间能耗时,即认为该设计达到了全天能量平衡,全天能量平衡需要满足的约束如下:

$$\begin{cases} E_{ab} \geq E_{co} \\ E_{ch} \geq E_{la} \\ Q_{ba} \geq E_{la} \end{cases} \quad (18)$$

式中: E_{ab} 、 E_{co} 、 E_{ch} 和 E_{la} 分别为全天吸收能量、全天消耗能量、向储能电池充电消耗能量和夜间能量缺口; Q_{ba} 为电池电量。

对于能量收入,可由式 (8) 对时间积分给出:

$$\begin{cases} P_{ab} = \eta_{mp} P_{sc} \\ E_{ab} = \int_{24h} P_{ab} dt \end{cases} \quad (19)$$

式中: η_{mp} 为最大功率跟踪器的效率,引入 η_{mp} 即在计算中考虑了最大功率跟踪器所造成的能量损失。

对于能量消耗,其主要由推进系统消耗与航电任务设备消耗组成。由飞行性能需求与功能关系可以得到推进系统所需推进功率 P_{pr} 。对于可变构型来说, κ 的变化造成 P_{pr} 不固定,需要取全天内的最大值,推进功率 P_{pr} 计算式为

$$P_{pr} = \frac{C_{D0} + C_{Dp} + C_L^2 / (\pi e A_R)}{[C_L (1 + 2 \cos \kappa) / 3]^{1.5}} \sqrt{\frac{2(W_{to}g)^3}{\rho S}} \quad (20)$$

考虑推进系统本身的效率 η_{pr} 可以推算得推进系统消耗功率 P_{pr}^* :

$$P_{pr}^* = P_{pr} / \eta_{pr} \quad (21)$$

考虑航电设备产生的功耗 P_{av} 及通信设备产生的功耗 P_{cn} , 结合表 1 给出的通信设备参数,综合为 P_{el} 项:

$$P_{el} = P_{av} + P_{cn} \quad (22)$$

对于全天消耗能量,可由推进系统消耗 P_{co} 与航电任务设备消耗 E_{co} 对时间积分给出:

$$\begin{cases} P_{co} = P_{pr}^* + P_{el} \\ E_{co} = \int_{24h} P_{co} dt \end{cases} \quad (23)$$

当时间处于夜间时,飞机将由储能电池供电。考虑到储能电池的充电和放电,向储能电池充电消耗能量及夜间能量缺口分别为

$$E_{ch} = \int_{P_{co} < P_{ab}} \eta_{ch} (P_{ab} - P_{co}) dt \quad (24)$$

$$E_{la} = \int_{P_{co} > P_{ab}} (P_{co} - P_{ab}) / \eta_{dc} dt \quad (25)$$

式 (18)~式 (25) 即构成了对太阳能通信中继无

人机的能量平衡约束条件。

2.4 飞行策略设计

可变机翼根据太阳方位调整外翼段偏转角度,如图 8 所示,飞行轨迹使得长时间尺度上飞机轴线与太阳入射方向垂直。另一方面, κ 角度调整使得外翼段尽量与太阳入射方向正交,即

$$\kappa = \begin{cases} \kappa_{\max} & \alpha < \kappa_{\max} \\ 90^\circ - \alpha & \alpha \geq \kappa_{\max} \end{cases} \quad (26)$$

式中: κ 取值范围设定为 $[-30^\circ, 30^\circ]$ 。

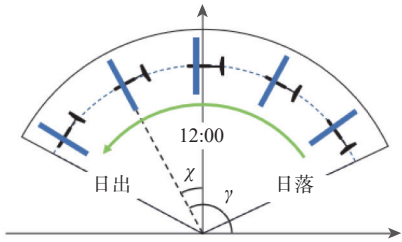


图 8 能量优化飞行轨迹
Fig. 8 Energy-optimized flight route

2.5 总体参数计算方法设计

取一组翼展及弦长,通过质量预测模型即可得到相应结构质量。以一套典型的分系统质量占比为基准^[28],可以给出各分系统质量与飞机总质量的试探值。由力平衡及能量关系,使用总质量试探值可以计算得到相应的推进功率 P_{pr} ,进一步通过质量预测模型可以获得推进系统质量的预测值 W_{pr} 。由机翼参考面积及太阳辐照模型可以确定太阳能吸收功率 $P_{sc}(t)$ 及相应的太阳能电池质量预测值 W_{sc} ,而通过 P_{sc}^* 及质量预测模型可以获得功率跟踪器质量预测值 W_{mp} 。由能量平衡关系可以确定储能电池需求电量 Q_{ba} ,进一步可以通过质量预测模型获得储能电池预测值 W_{ba} 。

当所有分系统质量预测值确定后,可以利用质量预测模型式 (13) 对总质量试探值进行更新从而迭代。使用图像直观描述的迭代过程可以参考图 5。

将总体方案计算步骤归纳如下,其中,括号内为每步所需输入量。

输入 外形参数(翼展、弦长),性能指标(日期、纬度)。

输出 总质量及各分系统质量。

步骤:

- 1) 计算结构质量与初始总质量(外形参数);
- 2) 如果迭代前后分系统质量不收敛则进入迭代;
- 3) 计算推进系统能耗曲线与质量(总质量、气动模型、分系统质量预测模型);
- 4) 计算能量吸收曲线与光伏组件质量(翼面

积、辐照模型);

- 5) 计算功率跟踪器质量(能量吸收曲线);
- 6) 计算剩余能量及能量缺口(能耗曲线、能量吸收曲线);
- 7) 计算储能电池质量(剩余能量、能量缺口);
- 8) 更新总质量(各分系统质量);
- 9) 总体方案闭合,结束迭代。

2.6 粒子群优化算法求解总体优化问题

本文中选用粒子群优化的方式对方案进行优化,其对于求解适应度函数无法显式给出且具有非线性,搜索空间连续的问题时具有很好的效果。

粒子群优化框架内变量设定如式 (27) 所示。在维度为 D 的求解空间内设定数量为 n 的粒子群 X , X_i , V_i 和 P_i 分别表示粒子的位置、速度和历史最优位置,另外使用 P_g 记录全局历史最优位置。

$$\begin{cases} X = (X_1, X_2, \dots, X_n) \\ X_i = (x_1, x_2, \dots, x_D) \\ V_i = (v_1, v_2, \dots, v_D) \\ P_i = (p_1, p_2, \dots, p_D) \\ P_g = (p_{g1}, p_{g2}, \dots, p_{gD}) \end{cases} \quad (27)$$

以上各变量更新为

$$\begin{cases} V_i^{k+1} = \omega V_i^k + c_1 r_1 (P_i^k - X_i^k) + c_2 r_2 (P_g^k - X_i^k) \\ X_i^{k+1} = X_i^k + V_i^{k+1} \\ P_g^{k+1} = \{X_i^{k+1} | \min(f(X_i^{k+1}))\} \end{cases} \quad (28)$$

式中: k 为迭代计算步数; ω 为惯性权重; c_1 、 c_2 为大于 0 的加速系数; r_1 、 r_2 为取值在 0 到 1 之间的随机数; $f(x)$ 为适应度函数。

粒子群算法总体方案搜索算法步骤如下:

输入: 粒子数量=50 迭代次数=100

适应度函数: 总体参数计算框架。

输出: 总重最低的机翼翼展及弦长。

步骤:

- 1) 初始化 X_i ;
- 2) 计算 $f(X_i)$;
- 3) 根据 $f(X_i)$ 更新 P_i 及 P_g ;
- 4) 根据最佳位置更新所有粒子的速度;
- 5) 根据速度更新粒子位置;
- 6) 重复步骤 2~步骤 5, 直到满足迭代次数;
- 7) 输出全局最佳位置对应粒子坐标。

3 仿真性能分析

基于 2.5 节给出的优化方法对通信中继太阳能无人机总体方案进行计算,依据分系统各个参数和飞机性能指标进行设定,对不同通信硬件方案和飞行高度下的任务效能进行仿真分析。太阳能无人

机各个分系统相关系统参数设置如表 2 所示。

拟定太阳能无人机性能指标如表 3 所示。从太阳辐照模型可以得出, 太阳能无人机设计受巡航高度、纬度和日期影响。结合通信覆盖模型, 本文重点关切巡航高度, 因此, 设定固定的纬度。而日期范围根据夏至日对称, 边界日期处辐照条件最差, 因此, 在边界点处进行设计, 自然地可以满足整个工作周期中的能量平衡。

表 2 分系统设计参数

Table 2 Design parameters of sub-systems

参数	取值
$k_{sc}/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-2})$	0.4
$k_{ba}/(\text{Wh}\cdot\text{kg}^{-1})$	300
$k_{mp}/(\text{kg}\cdot\text{kW}^{-1})$	8
$k_{pr}/(\text{kg}\cdot\text{kW}^{-1})$	0.42
η_{sc}	0.3
η_{mp}	0.97
η_{pr}	0.85
η_{ch}	0.95
η_{dc}	0.95

表 3 太阳能无人机设计指标

Table 3 Design indicators of SPUAV

飞行日期	纬度/(°)	飞行高度/km
03-22—09-22	30	10~15

另外, 对于设计自变量选取的空间, 分别确定机翼的展长 b 和弦长 c 作为自变量, 选取范围如表 4 所示。

表 4 优化算法组变量选取空间

Table 4 Ranges of variables for algorithm optimization

b/m	c/m
[5,80]	[0.5,3]

通信硬件方面相关参数的取值参考文献 [25], 如表 5 所示。

3.1 总体设计数值仿真分析

本节使用可变构型与常规构型对比分析总体方案及通信覆盖效能。

不同巡航高度、通信硬件方案下, 太阳能无人机的优化总质量变化情况如图 9 所示, 其中, P 为发射功率。

由图 9 可以看出: ①对比相同颜标点 2 种线型可以看出, 使用可变构型补偿太阳入射后, 在相同的工作条件下, 能够节约全机的总质量, 提高有效负载的占比。偏转机翼虽然会使飞机气动性能受到损失, 但是对于能量收支的增益使得整体上这是

表 5 通信方面参数^[25]

Table 5 Communication-related parameters^[25]

参数	数值
a_1	9.6
a_2	0.28
$\eta_{\text{LoS}}/\text{dB}$	1
$\eta_{\text{NLoS}}/\text{dB}$	20
N/mW	10^{-10}
G/dB	16
$\gamma_{\text{th}}/\text{dB}$	10
λ/mm	150

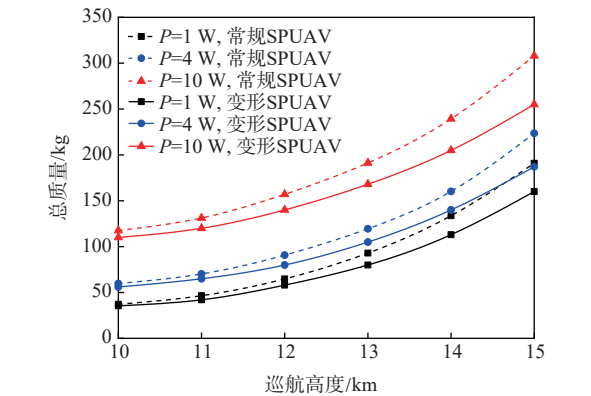


图 9 优化方案飞机总质量

Fig. 9 Total aircraft weight of optimized solutions

一个优化的改进。在高空重载的状况下总质量节约最为显著, 可以达到 17.2%。②对比相同线型下不同曲线可以看出, 对于规模较小的硬件设备, 其太阳能无人机所需总质量相应小, 随通信硬件质量及功耗提高, 同等巡航高度下太阳能无人机的总质量显著上升。通信设备功耗的提高使得能量平衡向不足偏移, 通信设备质量的提高也使力平衡向提高升力方向偏移, 传导至能量平衡, 两者同时使得下游各分系统硬件质量提高, 继而总质量上升。③观察同一曲线随横坐标变化趋势可以看出, 对于 3 种不同的硬件规模, 随着巡航高度的增加, 总质量变化的趋势都是相似的, 随巡航高度提高, 平台总质量加速上升。随海拔高度的上升, 大气密度下降使得同样速度下空气动压下降, 同时雷诺数下降机翼性能恶化, 导致力平衡向提高升力方向偏移。

由图 10 和图 11 可以看出, 随着硬件规模的提高及飞行高度的上升, 机翼展长和气动弦长随之上升, 更大的展长和弦长为太阳能无人机带来了更大的翼面积, 这一方面增加太阳能收入, 另一方面减小阻力系数, 提高升力面积以改善气动性能。而对比常规构型和可变机翼构型则可以看出, 在总体方案寻优上, 其对应的机翼展弦比曲线基本重合, 总质量降低主要是机翼弦长做出的贡献, 在高空重载

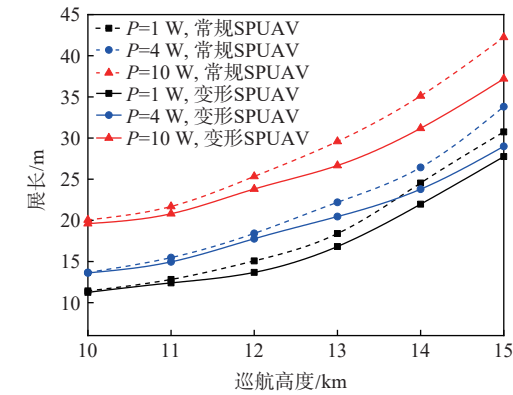


图 10 优化方案机翼展

Fig. 10 Wingspan of optimized solutions

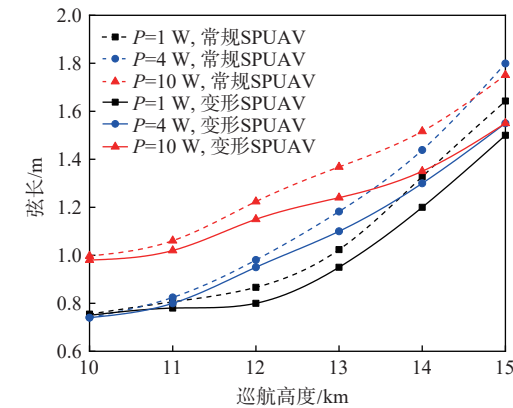


图 11 优化方案机翼弦长

Fig. 11 Chord length of optimized solutions

时最高节约 11.5%。

综上所述,巡航高度与任务硬件规模的增加将造成飞机总质量增加,而使用组合式构型可以在同等条件下节约总质量,提高载荷比。

3.2 通信服务范围仿真分析

针对 3.1 节给出的不同硬件规模及巡航高度下的总体方案,根据通信中继覆盖面积模型可以对相应的覆盖范围进行计算,与巡航高度及覆盖半径对应的路径损耗如图 12 所示。纵坐标为信号门限强度,横坐标为覆盖半径。

随着覆盖半径从 0 增加,对于不同巡航高度来说,自由空间损失和附加损耗所占地位发生变化。覆盖半径取 0 即位于正下方时,对于任何一组巡航高度仰角都为 90°,路径损耗由自由空间损失完全决定。当半径取值较小时,对于更低的巡航高度,覆盖半径引起的仰角变化更为剧烈,因此,概率意义上附加损耗的提升在总路径损耗的变化中占主导地位,反映在图上为路径损耗更快的上升速度即曲线更大的斜率。而随着半径的增大,巡航高度的差异在三角形中可被忽略,传播距离和仰角趋于相同,即信号强度曲线趋于重合。所以,在覆盖范围半径在如图 12 所示的 20 km 以内时,较低的巡航高

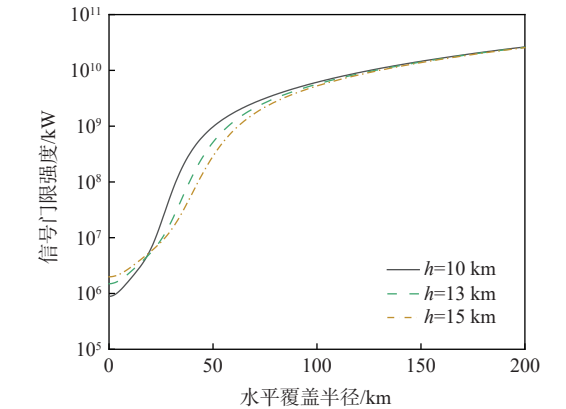


图 12 不同巡航高度下覆盖半径与所需信号强度

Fig. 12 Relationship between coverage radius and required signal strength under varying altitudes

度对中继覆盖更为有利,而当覆盖范围半径在 20~100 km 时提高设计的飞行海拔高度则更有利于中继覆盖。

根据通信硬件相关参数,不同硬件方案与巡航高度下的通信范围的最大覆盖半径如图 13 所示。纵坐标为覆盖半径,横坐标为巡航高度。通过最大覆盖范围曲线对比可以看出,通信硬件规格提升带来的发射功率提升能够提高服务范围覆盖半径,另外,巡航高度的提升同样可以使覆盖范围提升。

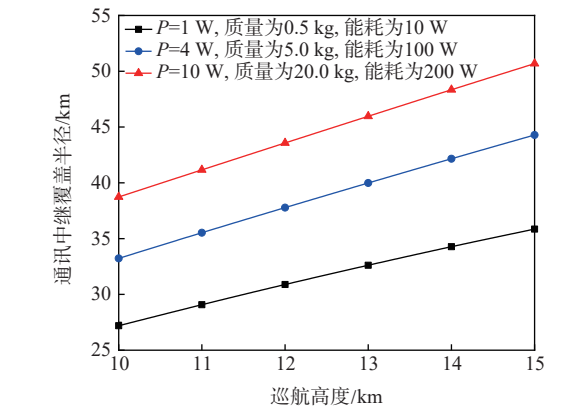


图 13 太阳能通信中继无人机覆盖半径

Fig. 13 Coverage radius of relay communication SPUAV

综上所述,如果要想实现大范围的通信中继覆盖,必须提高通信硬件载荷规格和太阳能无人机巡航高度,为此将付出更大系统总质量作为代价。

3.3 飞机能效优化分析

考虑到提升硬件规格及巡航高度需要付出更多成本,以覆盖半径的平方(表征覆盖面积)与飞机总质量的比值作为指标如图 14 所示。

由图 14 可以看出:①可变构型的设计在单位中质量效率上显著占优,对比 2 种线型,所有通信硬件配置下面积质量比曲线均高于常规构型,最高节约 13.3% 质量。②对于单个硬件方案来说,从曲

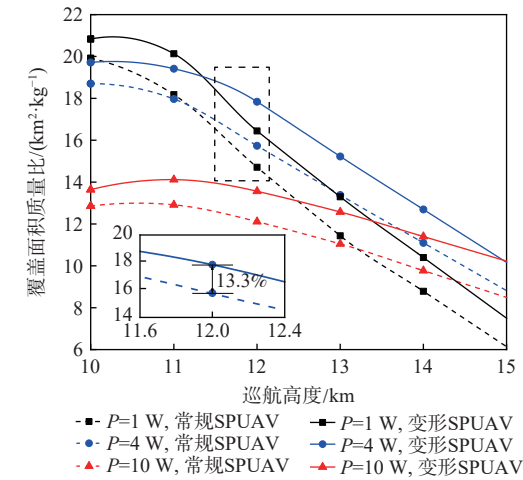


图 14 覆盖面积质量比

Fig. 14 Ratio of coverage area to total aircraft weight

线趋势可以看出,随着巡航高度的上升,平台的比覆盖面积逐步下降,意味着太阳能无人机平台的代价提高,所以在可能的范围内通信中继无人机巡航高度应取低值。③着眼于硬件配置及巡航高度方面的话,巡航高度和硬件规格的选取则是各有优劣。

对于实际太阳能通信中继无人机的总体参数选取,需要进一步根据任务需要及技术水平进行取舍。结合图 13 与图 14 可知,如预期通信中继覆盖半径为 37 km,则通信硬件发射功率为 10 W 可以在 10 km 高度实现覆盖,而通信硬件发射功率为 4 W 必须将巡航高度取到 13 km,对照图 14 中通信硬件发射功率为 10 W 对应曲线 10 km 处纵坐标和通信硬件发射功率为 4 W 对应曲线 13 km 处纵坐标可以看出,通信硬件发射功率为 4 W 对应比覆盖面积更大,即实现通信中继所需的总体平台代价更小。而如果取覆盖半径为 33 km,则同样方法对比通信硬件发射功率为 4 W 和通信硬件发射功率为 1 W 可以看出,通信硬件发射功率为 4 W 方案比覆盖面积更大。说明了对于最优方案的选取与任务目标有关,并且需要在巡航高度和硬件方案中进行权衡。

4 结 论

- 1) 可变构型的使用能减少各种场景下太阳能通讯中继无人机的总质量,提高飞机载荷比,有效提高太阳能无人机通信中继效能,高空重载条件下最高可以节约 13.3% 质量。
- 2) 通信载荷质量和功耗的增加,以及设定更高巡航高度可以提高通信中继覆盖面积,但是将付出更高飞机平台总质量作为代价。
- 3) 以通信中继覆盖半径的平方(可以表征覆盖面积)与总质量之比作为性价比指标评估可以看

出,在低巡航高度下普遍能够实现更高的单位总质量通信覆盖面积。而对于确定的通信范围需求,则需要对硬件方案和巡航高度进行权衡考量,没有单调关系。

参考文献 (References)

[1] ZHU X F, GUO Z, HOU Z X. Solar-powered airplanes: a historical perspective and future challenges[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, 71: 36-53.

[2] 马东立, 张良, 杨穆清, 等. 超长航时太阳能无人机关键技术综述综述[J]. *航空学报*, 2020, 41(3): 623418.

MA D L, ZHANG L, YANG M Q, et al. Review of key technologies of ultra-endurance solar powered unmanned aerial vehicle[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(3): 623418(in Chinese).

[3] MERWADAY A, TUNCER A, KUMBHAR A, et al. Improved throughput coverage in natural disasters: unmanned aerial base stations for public-safety communications[J]. *IEEE Vehicular Technology Magazine*, 2016, 11(4): 53-60.

[4] HAYAT S, YANMAZ E, MUZAFFAR R. Survey on unmanned aerial vehicle networks for civil applications: a communications viewpoint[J]. *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, 2016, 18(4): 2624-2661.

[5] BELLEMARE M G, CANDIDO S, CASTRO P S, et al. Autonomous navigation of stratospheric balloons using reinforcement learning[J]. *Nature*, 2020, 588(7836): 77-82.

[6] YOUNGBLOOD J, TALAY T. Solar-powered airplane design for long-endurance, high-altitude flight[C]//*Proceedings of the 2nd International Very Large Vehicles Conference*. Reston: AIAA, 1982.

[7] NOTH A. Design of solar powered airplanes for continuous flight[D]. Zurich: ETH Zurich, 2008.

[8] GAO X Z, HOU Z X, GUO Z, et al. Joint optimization of battery mass and flight trajectory for high-altitude solar-powered aircraft[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2014, 228(13): 2439-2451.

[9] 朱雄峰. 基于广义能量的太阳能飞行器总体设计研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.

ZHU X F. Research on overall design of solar vehicle based on generalized energy[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014(in Chinese).

[10] WU M J, XIAO T H, ANG H S, et al. Investigation of a morphing wing solar-powered unmanned aircraft with enlarged flight latitude[J]. *Journal of Aircraft*, 2017, 54(5): 1996-2004.

[11] WU M J, XIAO T H, ANG H S, et al. Optimal flight planning for a Z-shaped morphing-wing solar-powered unmanned aerial vehicle [J].*Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2018, 41(2): 497-505.

[12] WU M J, SHI Z W, ANG H S, et al. Theoretical study on energy performance of a stratospheric solar aircraft with optimum Λ -shaped rotatable wing[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 98: 105670.

[13] 安朝, 谢长川, 孟杨, 等. 多体组合式无人机飞行力学稳定性分析及增稳控制研究[J]. *工程力学*, 2021, 38(11): 248-256.

AN C, XIE C C, MENG Y, et al. Flight dynamics and stable control analyses of multi-body aircraft[J]. *Engineering Mechanics*,

2021, 38(11): 248-256(in Chinese).

[14] 刘东旭, 谢长川, 洪冠新. 翼尖铰接复合飞行器动力学特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2311-2321.

LIU D X, XIE C C, HONG G X. Dynamic characteristics of wingtip-jointed composite aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2311-2321(in Chinese).

[15] 周伟, 马培洋, 周睿孙, 等. 基于 PID 原理的双机链翼无人机姿态控制[C]//无人系统高峰论坛 (USS 2021) 论文集. 北京: 无人系统技术, 2021: 6-12.

ZHOU W, MA P Y, ZHOU R S, et al. Attitude control of two chained wing UAVs based on PID principle[C]//Proceedings of the USS 2021. Beijing: Unmanned Systems Technology, 2021: 6-12(in Chinese).

[16] 周伟, 马培洋, 郭正, 等. 基于翼尖链翼的组合固定翼无人机研究进展[J]. 航空学报, 2022, 43(9): 325946.

ZHOU W, MA P Y, GUO Z, et al. Research progress of combined fixed-wing unmanned aerial vehicle based on wingtip chained[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 325946(in Chinese).

[17] 吴高峰, 高晓光, 符小卫. 一种基于多无人机的中继节点布置问题建模与优化方法[J]. 航空学报, 2017, 38(11): 321195.

WU G F, GAO X G, FU X W. Modeling and optimization method of relay node placement using multi-UAV[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(11): 321195(in Chinese).

[18] 吴钟博, 易建强. 无人机编队支撑网络的协同通信中继策略[J]. 航空学报, 2020, 41(S2): 724319.

WU Z B, YI J Q. Cooperative communication relay strategy of UAV formation support network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S2): 724319(in Chinese).

[19] 刘海涛, 顾新宇, 方晓钰, 等. 频率选择性衰落信道 DS-CDMA 无人机中继通信系统航迹规划[J]. 航空学报, 2019, 40(7): 322633.

LIU H T, GU X Y, FANG X Y, et al. Path panning for UAV relay communication systems with DS-CDMA over frequency selective fading channel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(7): 322633(in Chinese).

[20] 张小孟, 杨森, 宋晓, 等. 一种中继无人机快速部署策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(8): 1705-1711.

ZHANG X M, YANG S, SONG X, et al. A rapid deployment strategy of relay unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(8): 1705-1711(in Chinese).

[21] ZENG Y, ZHANG R, LIM T J. Wireless communications with unmanned aerial vehicles: opportunities and challenges[J]. IEEE Communications Magazine, 2016, 54(5): 36-42.

[22] SUN Y, XU D F, NG D W K, et al. Optimal 3D-trajectory design and resource allocation for solar-powered UAV communication systems[J]. IEEE Transactions on Communications, 2019, 67(6): 4281-4298.

[23] YUAN Z W, YANG Y P, HU Y P, et al. Channel-aware potential field trajectory planning for solar-powered relay UAV in near-space[J]. IEEE Access, 2020, 8: 143950-143961.

[24] 罗伟喆, 丁文锐, 雷耀麟, 等. 系留无人机平台搭载的蜂窝通信基站吞吐量优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(6): 1161-1172.

LUO Y Z, DING W R, LEI Y L, et al. Throughput optimization for cellular communication on tethered unmanned aerial vehicle base station[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(6): 1161-1172(in Chinese).

[25] 李晓伟. 面向无人机的高能效长续航通信覆盖研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2020.

LI X W. Research on UAV-oriented communication coverage with high energy efficiency and long endurance[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2020(in Chinese).

[26] WANG X Y, YANG Y P, WU D, et al. Mission-oriented 3D path planning for high-altitude long-endurance solar-powered UAVs with optimal energy management[J]. IEEE Access, 2020, 8: 227629-227641.

[27] HARMATS M, WEIHS D. Hybrid-propulsion high-altitude long-endurance remotely piloted vehicle[J]. Journal of Aircraft, 1999, 36(2): 321-331.

[28] LI X H, SUN K J, LI F. General optimal design of solar-powered unmanned aerial vehicle for priority considering propulsion system[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(8): 2176-2188.

Overall and energy efficiency optimization for communication-oriented morphing solar-powered UAV

LI Zirong^{1, 2}, YANG Yanping^{3, *}, ZHANG Zijian¹, MA Xiaoping²

(1. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Unit 94783 of PLA, Huzhou 313111, China)

Abstract: The high-altitude solar-powered unmanned aerial vehicle (SPUAV) offers incomparable advantages compared to other platforms, especially in enhancing aerial base stations, extending coverage to remote regions, supporting disaster response, and providing relay communication. However, the design feasible zones of SPUAVs are limited, requiring a coupling design of payload constraints and overall UAV characteristics. Focusing on the dual constraints of communication mission and UAV platform energy, this paper designed a morphing SPUAV, studying its overall design and optimization. Under the requirement of 24-hour energy closure while ensuring the mission's effectiveness, the communication relay coverage was maximized. By establishing models for communication, solar irradiation, and mass prediction, setting energy balance constraints and communication constraints, and modeling optimization problems, the paper proposed a global optimization framework using a heuristic algorithm. The simulation results indicate that compared with the conventional configuration, the morphing SPUAV can significantly reduce total weight, especially under conditions of high altitude and heavy load, improving the overall effectiveness of the solution. Under simulation conditions, the total weight showed a 13.3% deduction. The improvement of communication payload specifications and the increase of cruise altitude can increase the coverage of relay communication but at the expense of increased total weight. When the communication payload is fixed, a low cruising altitude can improve the efficiency-to-cost ratio of communication coverage.

Keywords: solar-powered UAV; relay communication; overall design; energy efficiency; heuristic algorithm

Received: 2022-04-19; Accepted: 2022-07-06; Published Online: 2022-08-18 16:36

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220817.1811.004

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61901448)

* Corresponding author. E-mail: yanping-yang@qq.com