

<http://bhxb.buaa.edu.cn> jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0748

高空长航时太阳能无人机三维全覆盖航迹规划

王茜^{1,2}, 王翔宇^{2,*}, 焦俊², 张子健², 张健²

(1. 江苏大学 流体机械工程技术研究中心, 镇江 212013; 2. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190)

摘要: 临近空间太阳能无人机 (UAVs) 具有超长航时的特点, 可以有效解决传统无人机任务期间续航能力不足的问题, 提出大跨时间空间场景下基于“点对点”覆盖任务的太阳能无人机三维 (3D) 路径规划方法, 在能量获取及转换有限的情况下通过对太阳能与重力势能合理分配与调度实现任务效能的最大化。在建立太阳辐照模型、能量系统模型的基础上, 采用分段能量管理策略对 24 h 跨昼夜任务周期进行能源分配与调度及飞行阶段划分, 定义每个阶段的目标函数及边界条件, 引入高斯伪谱法 (GPM) 求解该多阶段多目标最优控制问题。引入旋转卡壳算法 (RCA) 求解凸多边形区域全覆盖路径规划 (CPP) 问题, 结合最大太阳辐照路径与最佳覆盖任务路径进行多目标优化, 并与传统全覆盖路径规划算法进行对比验证; 联合高斯伪谱法及旋转卡壳算法求解具有能量约束和任务约束的三维航迹规划问题。仿真结果表明: 在随机任意生成的凸多边形区域内, 所提方法在满足太阳能无人机昼夜能量闭环的基础上, 平均太阳辐照功率提升了 11.64%, 全覆盖任务路径降低了 10.9%, 显著提高了太阳能无人机的任务效能, 实现了能源效用的最大化。

关键词: 全覆盖路径规划; 能源管理与调度; 多目标优化; 高斯伪谱法; 旋转卡壳算法

中图分类号: V249.31; V249.122⁺3

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2025)08-2735-13

太阳能无人机具有飞行高度高、飞行航时长、覆盖范围广等优势, 可以广泛应用于远距离目标跟踪、高空侦察监视、持续中继通信等任务场景^[1]。各国已争相开发以临近空间太阳能无人机为平台的高空长航时太阳能无人机技术, 如美国的“Helios”系列、英国的“Zephyr”系列等。尽管太阳能无人机技术已取得长足的发展, 但能源系统仍是制约其续航能力和任务能力的重要瓶颈^[2]。受到当前材料工业水平的限制, 高转换率光伏电池及高比能储能电池还需要若干年的发展, 因此, 如何有效利用有限能源, 在满足能量约束的前提下实现太阳能无人机的任务航迹规划, 引起了学者的广泛关注^[3-9]。

目前太阳能无人机任务航迹规划较多关注传统“点对点”路径规划问题, 如 Huang 等^[10]结合三

维空间静态目标跟踪任务开展了能量最优路径规划问题的研究, 得到了固定在虚拟圆柱体表面上的最优航迹, Wang 等^[11]考虑了一个典型的点到点广域搜索任务, 联合高斯伪谱法 (Gauss pseudospectral method, GPM) 和蚁群算法进行了三维任务航迹优化。然而在特定任务场景下, 需要对目标区域进行全域覆盖以达到全面信息获取的目的, 因此, 需要对“点对点”全覆盖路径规划问题进行研究。杜楠楠等^[12]提出应用太阳能无人机进行覆盖作业, 在考虑能量利用情况和总作业时间的基础上进行了全覆盖路径规划, 然而其将无人机飞行轨迹限制在二维平面特定经纬坐标下, 没有考虑到大跨时间空间场景下太阳能无人机能量变化与任务效能的关系, 没有充分利用太阳能无人机优异的续航特性。临

收稿日期: 2022-08-31; 录用日期: 2022-12-06; 网络出版时间: 2023-01-04 15:04

网络出版地址: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1837.008

基金项目: 国家自然科学基金 (12002340)

*通信作者. E-mail: wangxiangyu@iet.cn

引用格式: 王茜, 王翔宇, 焦俊, 等. 高空长航时太阳能无人机三维全覆盖航迹规划 [J]. 北京航空航天大学学报, 2025, 51 (8): 2735-2747.
WANG Q, WANG X Y, JIAO J, et al. Three-dimensional complete coverage flight path planning for high-altitude long-endurance solar-powered UAV [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2025, 51 (8): 2735-2747 (in Chinese).

近空间太阳能无人机具备数天以上的留空能力,当其搭载电荷耦合器件(charge-coupled device, CCD)图像传感器等设备时可对特定区域实现高分辨率的拍摄,其在18 km高空飞行时所拍摄的照片分辨率可达25 cm,与侦察卫星实力相当^[13]。由于临近空间太阳能无人机在高空侦察及信息获取领域具备巨大潜力,且传统太阳能无人机航迹规划多针对“点对点”路径规划问题,因此,在大跨时空场景下对太阳能无人机进行“点对面”全覆盖路径规划及能源调度优化是一个亟需解决的问题。

全覆盖路径规划(coverage path planning, CPP)指在满足一定约束的条件下,规划一种航路使得无人机以最小代价覆盖整个目标区域,主要覆盖模式有平行覆盖^[14-15]、栅格覆盖^[16-17]及内外螺旋覆盖^[18]。根据待覆盖区域的几何特点,可以分为凸多边形和非凸多边形区域覆盖2类,由于非凸多边形区域覆盖经过凹点消除和几何分割即可转换为凸多边形区域覆盖问题,因此,目前全覆盖路径规划方法研究大多围绕凸多边形区域展开^[19-22]。考虑到无人机在转弯过程中面临效率降低的问题,因此,其覆盖任务多采用平行覆盖模式,并且以寻求最少转弯次数为原则。针对凸多边形区域,Huang^[23]提出覆盖方向垂直凸多边形最小宽度的“线扫描分割法”,采用方向可变的割线通过遍历待覆盖区域的方式求解机器人最少转弯次数覆盖路径,陈海等^[24]在证明无人机转弯过程比直线飞行过程效率低的基础上,以飞行线垂直凸多边形最小宽度为原则,将问题转化为求解凸多边形最小宽度的问题,该方法通过计算多边形每条边到每个顶点的距离求解最佳覆盖路径,在覆盖路径规划中得到广泛应用^[19-22, 25]。然而在实际应用中,无人机往往需要执行多个区域间的连续覆盖且面临异地起降的问题,此时该方法则无法保证全局最优。因此,在考虑无人机起飞点和着陆点的基础上,Vasquez等^[26]提出基于旋转卡壳算法(rotating calipers algorithm, RCA)的凸多边形区域全覆盖路径规划方法,该方法通过旋转假想平行支撑线的方式寻找多边形最小宽度,其研究表明,在最坏的情况下RCA能提供与传统方法相同的解,而其他情况下则能以更短的时间完成区域覆盖任务,即该方法不仅考虑无人机到达和离开目标区域的路径实现全局最优,同时有效降低任务时间提高无人机任务效能。尽管目前众多文献已针对全覆盖路径规划方法进行了大量研究,但大多研究对象为传统无人机,并不适用于解决能量来源与任务路径规划高度耦合的长航时太阳能无人机全覆盖路径规划问题,因此,需要考虑

能量约束进行太阳能无人机的覆盖路径规划算法研究。

综上所述,本文针对大范围跨时间空间场景下高空长航时太阳能无人机三维全覆盖航迹规划问题进行研究。太阳能无人机在复杂场景下的任务航迹规划是具有过程约束和终端约束的非线性最优控制问题,GPM被广泛应用于太阳能无人机的航迹规划问题,研究表明其在计算效率及精度方面具有一定优势^[4, 8-11, 27],因此,引入GPM求解该最优控制问题。然而太阳能无人机的路径规划与飞行环境密切相关,GPM难以与外部复杂任务场景的约束相耦合,因此,引入RCA进行覆盖任务约束下的路径规划。结合上述2种方法,基于能量最优管理与调度策略,对太阳能无人机进行全覆盖任务路径规划,求解满足能量、任务双重约束下的高空长航时太阳能无人机最优航迹,以实现能源效用的最大化。本文的创新点总结如下:

1) 针对临近空间太阳能无人机进行“点对面”全覆盖任务路径规划,研究太阳能与重力势能二者之间的能源最优管理与调度策略,在保证太阳能无人机昼夜能量闭环的前提下,评估能量增益对任务效能的影响。

2) 针对太阳能无人机全覆盖任务进行三维的航迹规划。一方面,维度和能量的约束导致全覆盖路径规划问题复杂性显著增加,另一方面,太阳能无人机具有与时空关联的高敏感性,因此,需要根据合理能量调度与飞行阶段划分,采用联合算法求解该场景下的最优三维全覆盖任务航迹。

3) 改进传统全覆盖路径规划算法,将能量约束与传统覆盖任务目标相结合,提出高斯伪谱/旋转卡壳联合优化算法,求解结合最大太阳辐照路径与最佳覆盖任务路径的多目标航迹优化问题,实现兼顾最大辐照功率及最短全覆盖路径的任务路径规划。

1 太阳能无人机系统模型的建立

1.1 太阳能无人机模型

英国QinetiQ公司Zephyr太阳能无人机^[28]在平流层不间断飞行时间已达到64天,是目前续航时间最长的太阳能无人机。因此,本文选择Zephyr7太阳能无人机作为研究对象,其主要参数如表1所示。

采用Open VSP建立飞行器模型并求解气动参数,采用FX63-137翼型,飞机模型如图1所示,在 $Re = 180\,000$ 条件下,全机升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 估算结果如表2所示。

表 1 太阳能无人机模型参数

Table 1 Parameters for solar-powered UAV model

参数	数值	参数	数值
结构质量/kg	53	储能电池质量/kg	16
翼展/m	22.5	翼面积/m ²	25.3
太阳能电池面积/m ²	20.24	太阳能电池效率	0.2
储能电池能量密度/(Wh·kg ⁻¹)	350	储能电池效率	0.9
最大功率点追踪效率	0.95	电机效率	0.9
螺旋桨效率	0.8	奥斯瓦尔德因子	0.9
航电设备功率/W	10	载荷功率/W	10

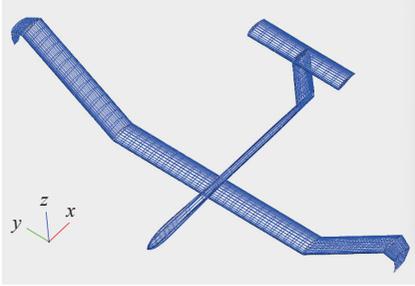


图 1 基于 Open VSP 的太阳能无人机模型

Fig. 1 Solar-powered UAV model based on Open VSP

表 2 全机升阻力系数

Table 2 Lift and drag coefficients of UAV

$\alpha/(^\circ)$	C_L	C_D	$\alpha/(^\circ)$	C_L	C_D
-4	0.3077	0.0269	6	1.1876	0.0464
-2	0.4826	0.0301	8	1.3644	0.0519
0	0.6583	0.0335	10	1.5406	0.0586
2	0.8344	0.0372	12	1.6769	0.0652
4	1.0103	0.0414	14	1.6776	0.0569

1.2 能量系统模型

1.2.1 太阳能辐射模型

太阳能无人机最主要的能量来源为太阳辐照, 建立精确的太阳辐照模型对太阳能无人机航迹规划具有重要意义。工业界广泛采用的太阳辐射模型一般分为 2 类^[29-30]: ①考虑复杂气象条件的全球辐射模型, 由于气象条件复杂多变, 此类模型准确度较低, 适合低空条件; ②晴空辐射模型, 高空长航时太阳能无人机理想飞行高度为海拔 20~100 km 的临近空间, 在此高度下一般不用考虑云层遮挡对太阳辐照的减损, 因此, 晴空辐射模型被广泛应用于高空长航时太阳能无人机的设计, 且此类模型具有参数齐全、计算简单、精确度高的特点。因此, 本文采用晴空辐射模型来建立太阳能无人机的能量系统模型。

如图 2 所示, n_s 为地球中心指向太阳中心的单位矢量(相对于太阳来说, 地球、飞机及其光伏组件

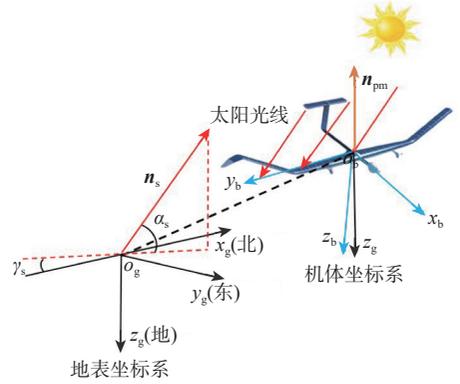


图 2 太阳辐照与无人机位置关系

Fig. 2 Relationship between solar irradiation and UAV position

可视为同一点), α_s 为太阳高度角, 即 n_s 与光伏组件平面之间的夹角, γ_s 表示太阳方位角, 根据图 2 几何关系可将 n_s 表示为

$$n_s = [-\cos\alpha_s \cos\gamma_s, -\cos\alpha_s \sin\gamma_s, \sin\alpha_s] \quad (1)$$

式中: 太阳高度角 α_s 和太阳方位角 γ_s 可由光伏组件所在位置的纬度 φ_{lat} 、太阳时角 θ_h 和太阳赤纬角 δ_s 来确定:

$$\begin{cases} \sin\alpha_s = \sin\varphi_{lat} \sin\delta_s + \cos\varphi_{lat} \cos\delta_s \cos\theta_h \\ \sin\gamma_s = \frac{\sin\theta_h \cos\delta_s}{\cos\alpha_s} \\ \cos\gamma_s = \frac{\sin\varphi_{lat} \sin\alpha_s - \sin\delta_s}{\cos\varphi_{lat} \cos\alpha_s} \\ \delta_s = 23.45 \sin\left(\frac{360j_d + 284}{365}\right) \end{cases} \quad (2)$$

式中: j_d 为日离数, $d=1, 2, \dots, 365$ 。

太阳时间 T_s 及太阳时角 θ_h 的计算方式为

$$\begin{cases} \theta_h = 15(T_s - 12) \\ T_s = T_{lt} + (L_{st} - L_{lt})/15 + E_t/60 \\ E_t = 0.0172 + 4.28 \cos B - 7.35 \sin B - \\ \quad 3.35 \cos 2B - 9.732 \sin 2B \\ B = \frac{360}{365}(j_d - 1) \end{cases} \quad (3)$$

式中: T_{lt} 为当地时间; L_{st} 为制定当前时间采用的标准经度; L_{lt} 为当地经度; E_t 为地球公转导致的偏差修正值。

一般情况下, 太阳辐照由直接辐照、反射辐照及散射辐照 3 部分组成。由于本文研究太阳能无人机飞行高度设计在海拔 20 km 以上的临近高空, 因此, 不考虑云层及杂质微颗粒的影响, 忽略太阳反射辐照的影响, 太阳总辐照度 I_{tot} 可表示为直接辐照度 I_{beam} 和散射辐照度 I_{dif} 之和:

$$I_{tot} = I_{beam} + I_{dif} \quad (4)$$

直接辐照度 I_{beam} 可表示为

$$I_{\text{beam}} = I_{\text{on}} \exp \left(- \frac{c_s \exp(-h/h_s)}{\left[\sin \left(\frac{\alpha_s + \alpha_{\text{dep}}}{1 + \alpha_{\text{dep}}/90} \right) \right]^{S_s + \frac{h}{h_b}}} \right) \quad (5)$$

散射辐照度 I_{dif} 可以表示为

$$I_{\text{dif}} = 0.8 I_{\text{beam}} \exp(-h/h_s) \quad (6)$$

式(5)中 I_{on} 为一年中日序数为 $j_d (d=1, 2, \dots, 365)$ 的大气层外的太阳辐照度, α_{dep} 为太阳高度角 α_s 相对于地平面的修正值, 可以分别表示为

$$I_{\text{on}} = G_{\text{sc}} [1 + 0.033(360j_d/365)] \quad (7)$$

$$\alpha_{\text{dep}} = 0.57 + \arccos[R_{\text{eth}}/(R_{\text{eth}} + h)] \quad (8)$$

式中: G_{sc} 为标准太阳辐照常数; h 为太阳能无人机的实际飞行高度; R_{eth} 为地球半径; c_s 、 S_s 、 h_b 、 h_s 为辐照模型修正参数, 为常值, 具体取值如表3所示。

表3 太阳能辐照模型计算参数

Table 3 Calculation parameters for solar irradiation model

$G_{\text{sc}}/(\text{W}\cdot\text{m}^{-2})$	c_s	S_s	h_b/km	h_s/km	R_{eth}/km
1 367	0.357	0.678	40	7	6 356.8

1.2.2 太阳辐照入射角模型

铺设于太阳能无人机表面的光伏组件一般为矩形, 垂直于光伏组件的太阳辐照才能被最有效地吸收, 太阳光线在光伏组件表面上的入射角余弦值 $\cos\langle \mathbf{n}_s, \mathbf{n}_{\text{pm}} \rangle$ 决定此垂直分量的大小。在地表坐标系中, 光伏组件的外法向单位矢量 \mathbf{n}_{pm} 可由光伏组件铺设角度及飞机姿态角决定, 因此, 光伏组件的外法向单位矢量 \mathbf{n}_{pm} 可以表示为

$$\mathbf{n}_{\text{pm}} = - \begin{bmatrix} \cos\psi_b \sin\theta_{\text{pm}} \cos\varphi_{\text{pm}} + \sin\psi_b \sin\varphi_{\text{pm}} \\ \sin\psi_b \sin\theta_{\text{pm}} \cos\varphi_{\text{pm}} - \cos\psi_b \sin\varphi_{\text{pm}} \\ \cos\theta_{\text{pm}} \cos\varphi_{\text{pm}} \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: ψ_b 为机体坐标轴与地表坐标轴之间的偏航角; θ_{pm} 和 φ_{pm} 分别为固定在每个光伏组件上的本体坐标系与机体坐标轴之间的俯仰角和滚偏角。至此, 即可得到太阳光线在光伏组件平面上的入射角余弦值 $\cos\langle \mathbf{n}_s, \mathbf{n}_{\text{pm}} \rangle$ 。

1.2.3 能量输入模型

在任意时刻, 太阳能无人机表面所铺设的光伏组件吸收转换的总功率 P_{in} 可以表示为

$$P_{\text{in}} = \sum_i^{N_{\text{pm}}} (\eta_{\text{pm}} I_{\text{tot}} \cos\langle \mathbf{n}_s, \mathbf{n}_{\text{pm}} \rangle S_{\text{pm}})_i \quad (10)$$

式中: S_{pm} 为每块光伏组件的平面面积; N_{pm} 为光伏组件的总块数; i 为光伏组件的序号; η_{pm} 为光伏

模块的光电转换效率。

因此, 太阳能无人机在 t_0 时刻至 t_f 时刻的总输入能量可以表示为

$$E_{\text{in}} = \int_{t_0}^{t_f} P_{\text{in}} dt \quad (11)$$

1.2.4 能量输出模型

太阳能无人机消耗的能量包括机载设备的功耗, 载荷的功耗及动力系统的功耗, 可以表示为

$$P_{\text{out}} = \begin{cases} P_{\text{av}} + P_{\text{pld}} + \frac{Tv}{\eta_{\text{prop}}\eta_{\text{mot}}} & T > 0 \\ P_{\text{av}} + P_{\text{pld}} & T = 0 \end{cases} \quad (12)$$

式中: P_{av} 为航电设备功率; P_{pld} 为载荷消耗功率; T 为推力; v 为空速; η_{prop} 为螺旋桨效率; η_{mot} 为电机效率。通过定义储能电池总容量 E_{bat} 及其充放电效率 η_c , 即可更新电池状态 S_{OC} :

$$E_{\text{bat}} = m_{\text{bat}} E_b \eta_c \quad (13)$$

$$\frac{dS_{\text{OC}}}{dt} = \eta_c \frac{P_{\text{in}} - P_{\text{out}}}{E_{\text{bat}}} \quad (14)$$

式中: m_{bat} 为储能电池质量; E_b 为储能电池能量密度, 具体参数取值如表1所示, 为延长电池使用寿命, 将电池状态限制为 $0.05 \leq S_{\text{OC}} \leq 0.95$ 。

1.3 太阳能无人机动力学及运动学建模

高空长航时太阳能无人机的机身通常具有轻质、柔性、大展弦比的特点, 这些特征使得精确描述无人机飞行过程中的姿态、机身结构等的微观变化非常困难^[31]。针对本文高空长航时条件下太阳能无人机的航迹规划问题, 重点关注飞行器在飞行过程中航迹的宏观变化, 因此, 采用简化的质点模型进行本文的研究^[7]。假设飞机无侧滑, 则其动力学和运动学方程可以表示为

$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = T \cos\alpha - D - mg \sin\gamma \\ mv \frac{dy}{dt} = (T \sin\alpha + L) \cos\varphi - mg \cos\gamma \\ mv \cos\gamma \frac{d\psi}{dt} = (T \sin\alpha + L) \sin\varphi \\ \frac{dx}{dt} = v \cos\gamma \cos\psi \\ \frac{dy}{dt} = v \cos\gamma \sin\psi \\ \frac{dh}{dt} = v \sin\gamma \end{cases} \quad (15)$$

式中: m 为飞机总质量; α 为飞机迎角; γ 为航迹角; φ 为滚转角; ψ 为航向角; x 、 y 、 z 为飞机的位置坐标; L 、 D 和 T 分别为升力、阻力和推力, 其表达式为

$$\begin{cases} T = (P_{in} - P_{av} - P_{pld}) \eta_{prop} \eta_{mot} / v \\ L = \frac{1}{2} \rho S C_L v^2 \\ C_L = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha \\ D = \frac{1}{2} \rho S C_D v^2 \\ C_D = C_{D_0} + K C_L^2 \\ K = \frac{1}{\epsilon \pi A_R} \end{cases} \quad (16)$$

其中: ρ 为空气密度; S 为翼面积; C_{D_0} 为零升阻力系数; K 为升阻比; A_R 为展弦比; ϵ 为奥斯瓦尔德效率因子。升力系数 C_L 与迎角 α 有关, 选择 α 、 φ 及 T 作为控制变量改变飞机的飞行姿态和高度。

1.4 飞行场景及任务建模

基于全覆盖任务场景及太阳辐照变换规律, 对高空长航时太阳能无人机进行能源分配调度管理及飞行阶段划分, 阶段划分如图 3 所示, 主要分为以下 5 个阶段, 包括夜间巡航阶段、最大功率爬升阶段、储能电池充电阶段、加速任务阶段及重力滑翔阶段, 其中, 夜间巡航高度和日间巡航任务高度分别记作 h_{min} 和 h_{max} 。对于广域全覆盖任务, 日间巡航高度 h_{max} 的建立不仅意味着光伏组件能够接收更多的太阳辐照^[32], 并且爬升及高高度巡航有利于扩大机载传感器设备的探测速度, 提高任务效能; 而夜间将飞行器高度下降到 h_{min} 不仅意味着更低的夜间巡航功耗, 也能够利用重力势能储能为飞行器跨昼夜飞行提供可能。各阶段能量调度分配及边界切换条件如下。

第 1 阶段: 最大功率爬升阶段。本阶段开始于太阳能无人机光伏组件吸收转换的太阳辐照可以

维持低高度 h_{min} 巡航需用功率, 此时储能电池停止供电, 随着太阳辐照强度地不断增大, 无人机利用其余能量进行爬升, 直至达到任务高度 h_{max} 。

第 2 阶段: 储能电池充电阶段。本阶段开始于无人机爬升至任务高度 h_{max} , 此时无人机将以最低巡航功率保持高空巡航状态, 并且将接收的其余太阳辐照全部用于储能电池充电, 直至电池状态 S_{oc} 更新至 0.95。

第 3 阶段: 加速任务阶段。本阶段开始于储能电池电量 S_{oc} 更新至 0.95, 此时无人机进入加速覆盖任务阶段, 即将光伏组件吸收转换的所有能量用于最大化无人机任务能力, 直至太阳辐照不足以维持无人机日间巡航高度下的最小需用功率。

第 4 阶段: 滑翔阶段。本阶段开始于光伏组件吸收转换的功率不足以维持日间巡航高度下的最低巡航功率, 此时无人机降低高度释放重力势能进入滑翔阶段, 直至下降到夜间巡航高度 h_{min} 。

第 5 阶段: 夜间巡航阶段。本阶段开始于无人机下滑至夜间巡航高度 h_{min} , 此时由储能电池为无人机提供飞行动力, 无人机将以最低巡航功率进行夜间巡航, 直至储能电池电量耗尽。如果在电池电量耗尽之前达到第 1 阶段的初始条件, 即可实现太阳能无人机跨昼夜飞行。

以上能源分配调度及飞行阶段划分的目的是在满足太阳能无人机昼夜能量平衡的基础上, 实现太阳能无人机的最大任务效能。针对特定“点对点”区域覆盖任务场景, 在经度 (110°E~120°E), 纬度 (35°N~45°N) 的范围内任意生成凸多边形区域作为目标覆盖区域。

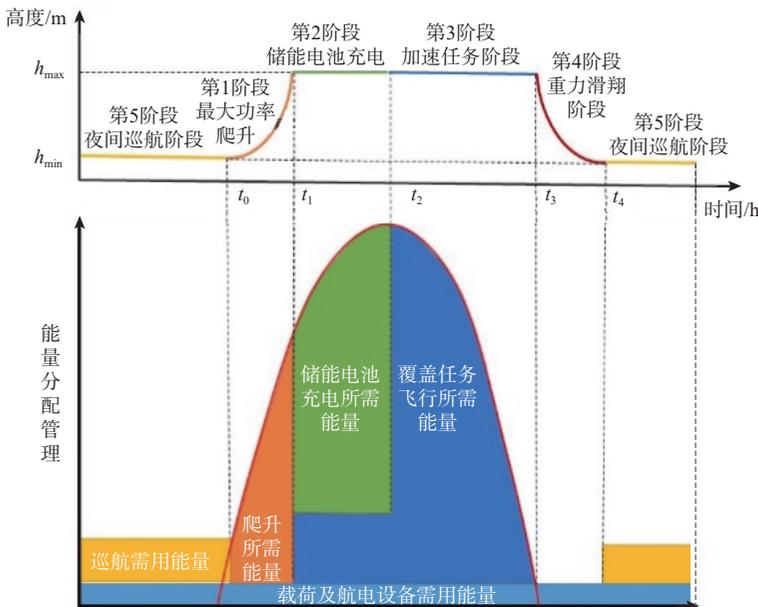


图 3 基于能量管理的飞行阶段划分

Fig. 3 Flight phase division based on energy management

2 面向覆盖任务的太阳能无人机三维航迹规划

2.1 基于GPM的多目标路径优化

区域覆盖任务场景下的太阳能无人机轨迹优化是具有过程约束和终端约束的非线性最优控制问题,可通过解析方法或数值方法进行求解。GPM属于数值方法中的直接配置法,通过采用全局插值多项式的有限基在一系列离散点上近似控

制变量和状态变量,采用多项式的导数来近似状态变量的导数,并且在配点上满足动力学微分方程的约束,从而将微分方程的约束转化为代数约束,将连续最优控制问题转化为非线性规划问题,被证明能以较少的离散点、较高的速度及较高的精度得到优化问题的解^[4,8-11,27]。因此,本文将采用GPM求解这一多阶段多目标最优控制问题,根据飞行阶段划分,将每个阶段的优化目标及边界约束条件总结如图4所示。

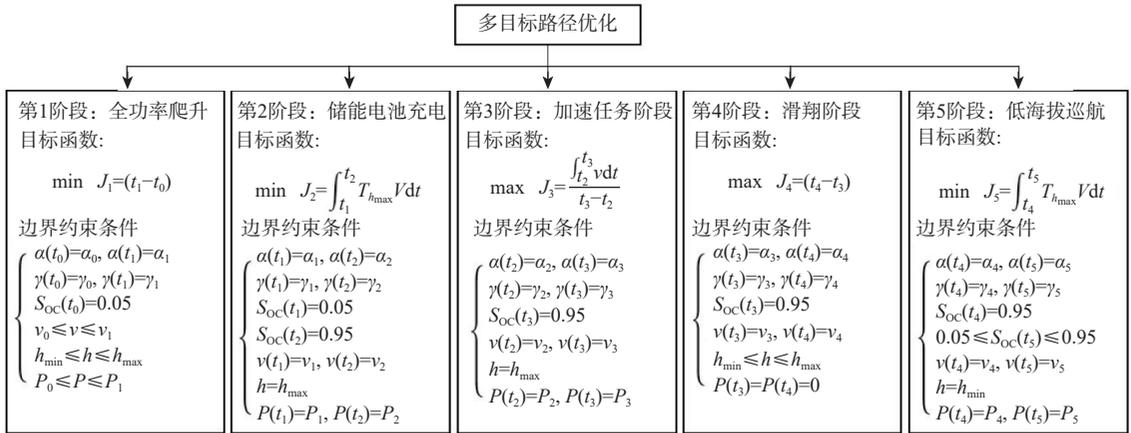


图4 多目标路径优化

Fig. 4 Multi-objective path optimization

2.2 基于RCA的全覆盖路径规划

RCA是由Shamos^[33]提出的一种寻找凸多边形直径的线性算法,被广泛运用在解决一些与凸包相关的问题中。Li等^[19]证明,多边形的最小宽度只能出现在顶点与多边形边的距离之间(边-边距离为边-顶点距离的特殊情况),因此,Vasquez等^[26]利用RCA求解全覆盖路径的基本思想是寻找凸多边形的对跖点,再寻找经过其对跖点之间距离最小的平行支撑线。图5(a)为采用传统方法求解凸多边形最小宽度示意图,由于需要计算多边形每条边到每个顶点的距离,该方法时间复杂度为 $O(n^2)$,采用RCA求解凸多边形最小宽度示意图如

图5(b)所示,即旋转通过多边形对跖点的一对平行支撑线 L 、 M 寻找多边形最小宽度,由于 n 边形对跖点个数不超过 $3n/2$ 个,该算法时间复杂度为 $O(n)$,即该算法能够显著降低时间复杂度,提高计算效率。

针对大跨时间空间区域覆盖任务场景,以及太阳能无人机续航能力、任务能力受能量约束的特点,结合最大太阳辐照路径与最佳覆盖任务路径进行多目标全覆盖航迹优化,定义优化目标函数为

$$\max P_{ave} = \frac{E_{in}}{t_{tot}} = \frac{\int_{t_0}^{t_f} P_{in} dt}{t_f - t_0} \quad (17)$$

式中: P_{ave} 为平均太阳辐照功率; E_{in} 为任务周期内光伏组件接收转化的太阳辐照能量; t_{tot} 为任务结束时间 t_f 与起始时间 t_0 的差,由于本文以高空长航时太阳能无人机为研究对象,因此,将任务周期设置为24h,研究时间空间发生明显变化时通过能量调度优化为无人机带来的任务增益。 t_{tot} 的另一种表达为任务总路径 L_{tot} 与平均速度 V_{ave} 的比值,因此,目标函数可以转化为

$$\max P_{ave} = \frac{V_{ave} \int_{t_0}^{t_f} P_{in} dt}{L_{tot}} \quad (18)$$

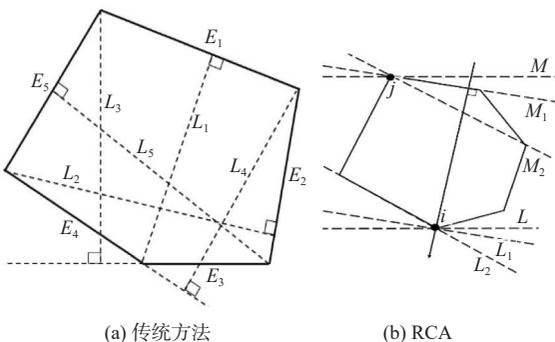


图5 求解凸多边形最小宽度

Fig. 5 Solving for minimum width of a convex polygon

可以看出, 太阳辐照功率 P_{in} 的增大意味着无人机将获得更多的辐照及更快的飞行速度, 而飞行总路径 L_{tot} 的减小意味着无人机将以更短的距离完成整个区域的覆盖, 即得到最大平均太阳辐照功率 P_{ave} , 实现无人机能效与任务的最大化。

假设待覆盖区域为标准凸多边形 $Q = \{V, E\}$, 其中, $V = \{1, 2, \dots, n\}$ 为一组按顺时针方向排列的凸多边形顶点的集合, $E = \{(1, 2), (2, 3), \dots, (n-1, n)\}$ 为多边形边的集合。当无人机覆盖一个区域时, 从任务起始点 P_s 开始移动到目标区域, 遵循平行覆盖模式对目标区域进行扫描遍历, 最后移动到任务结束点 P_e 。平行覆盖模式可以在多边形边缘处定位一系列航路点 $\tau_{cov} = \{P_0, P_1, \dots, P_m\}$, 无人机将自身定向到航路点并沿直线移动到达, 因此, 结合任务起始点及结束点的全覆盖路径航路点可以表示为 $\tau_{tot} = \{P_s, P_0, \dots, P_m, P_e\}$ 。该部分改进 RCA 全覆盖路径规划算法如下:

输入: 顶点集 V 、起始点 P_s 、结束点 P_e 。

输出: $\tau_{best} = \{P_s, P_0, \dots, P_m, P_e\}$ 。

步骤:

1. $A \leftarrow \text{computeAntipodalPairs}(V)$;
2. $P_{ave}^* \leftarrow 0$;
3. **foreach** $(i, j) \in A$ **do**
4. $\tau_{cov} \leftarrow \text{BestPath}(V, i, j)$;
5. $\tau_{tot} \leftarrow \max P_{ave}(\{P_s, \tau_{cov}, P_e\}, \{P_e, \tau_{cov}, P_s\})$
6. **if** $P_{ave}(\tau_{tot}) > P_{ave}^*$ **then**
7. $\tau_{best} \leftarrow \tau_{tot}$;
8. $P_{ave}^* \leftarrow P_{ave}(\tau_{best})$;
9. **return** τ_{best}

首先, 由凸多边形顶点集 V 计算得到其对跖点集 A , 并将优化指标初值 P_{ave}^* 赋为 0; 随后, 通过对对跖点 $A(i, j)$ 旋转卡壳的方式计算得到通过该对对跖点的一组 P_{ave} 收益最大的平行航线, 由于覆盖间距固定, 即可得到一系列经过多边形边的航点 τ_{cov} ; 确定覆盖任务航点之后, 结合无人机任务起始点 P_s 与任务结束点 P_e 即可得到全覆盖航点 τ_{tot} , 此时有 2 种航点遍历顺序 $\{P_s, \tau_{cov}, P_e\}$ 和 $\{P_e, \tau_{cov}, P_s\}$, 同样根据优化目标确定最大 P_{ave} 对应的一组航点扫描顺序, 即得到该对对跖点对应的最佳覆盖路径 τ_{best} ; 最终通过循环迭代得到该凸多边形区域的最佳全覆盖路径 τ_{best} 。

2.3 高斯/旋转卡壳联合优化算法

大跨时空全覆盖任务场景下的太阳能无人机航迹规划属于任务与能量双重约束下的最优控制问题, 因此, 本文提出一种结合 GPM 和 RCA 的联合优化算法, 将任务和能量耦合的最优控制问题分

解为两级优化问题进行求解。在 GPM 中, 优化变量为飞机飞行航迹的状态变量和每个阶段的飞行时间; 在 RCA 中, 优化变量为平均太阳辐照功率 P_{ave} , 本文算法具体实现过程如图 6 所示。首先, 针对基于 RCA 的全覆盖路径规划进行参数初始化, 并将参数初值赋给高斯伪谱; 其次, 采用 GPM 求解图 4 所示多阶段多目标最优控制问题, 在得到满足约束条件下的最优航迹后, 将对应飞机状态变量、每个阶段的飞行时间赋给 RCA; 最后, 由 RCA 求解该约束下的区域最佳全覆盖路径, 最终通过迭代的方式, 求解得到满足能源效用和任务最优的太阳能无人机全覆盖航迹。

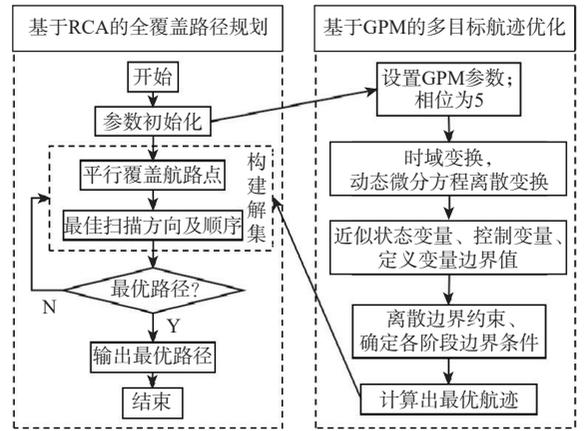


图 6 本文算法

Fig. 6 The proposed algorithm

3 仿真与结果

3.1 全覆盖路径规划算法验证

为验证改进 RCA 的有效性及其可靠性, 在经度 ($110^\circ\text{E} \sim 120^\circ\text{E}$), 纬度 ($40^\circ\text{N} \sim 45^\circ\text{N}$) 范围内随机生成 3 组凸多边形区域作为目标覆盖区域, 同时任意生成无人机任务起始点及任务结束点, 采用式 (18) 所定义的优化目标结合最大太阳辐照路径与最佳覆盖任务路径的航迹优化, 并与传统飞行线垂直多边形最小宽度 (flight line perpendicular minimum width of the vertical polygon, FLPMW) 方法进行对比。由于本节重点关注改进 RCA 对太阳辐照的追踪及对覆盖任务路径的优化能力, 因此, 采用平飞策略, 将飞行高度设定为 25 km, 仿真时间设置为 6 月 21 日, 2 种方法所得全覆盖路径规划结果如图 7 所示。

由图 7 可知, 相比传统 FLPMW 方法, 改进 RCA 在任务周期内能覆盖整个目标区域且达到任务结束点。表 4 为基于改进 RCA 与传统 FLPMW 方法得到的覆盖路径平均太阳辐照功率结果对比, 可以看出, 对任意随机凸多边形区域, 改进 RCA 可以有

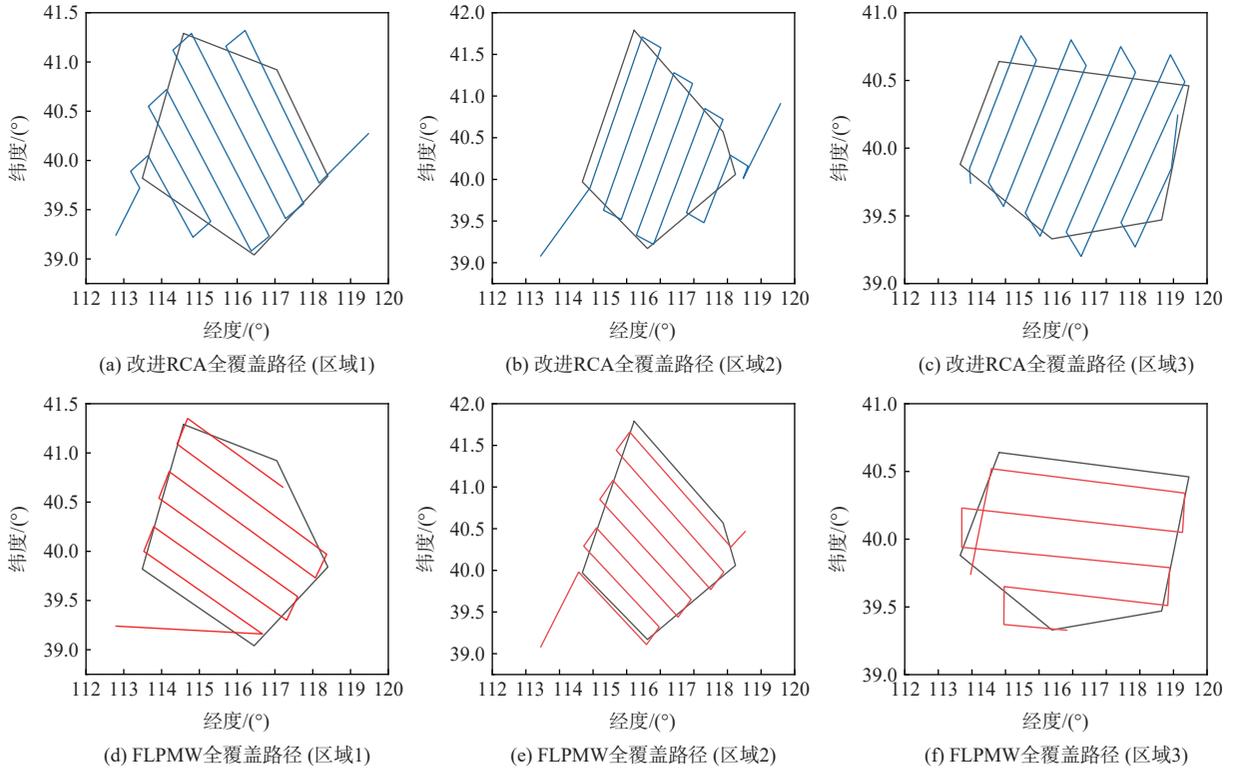


图7 多区域算法验证

Fig. 7 Multi-region algorithm verification

效提升平均太阳辐照功率 P_{ave} , 分别提升了 6.02%、11.87%、9.95%, 说明改进 RCA 具备追踪太阳辐照且优化覆盖任务路径的能力。

表4 算法验证结果

Table 4 Algorithm verification results

区域	改进 $\max P_{ave}/kW$		P_{ave} 提升率/%
	改进RCA	传统FLPMW	
区域1	2.1249	2.0041	6.02
区域2	2.2280	1.9916	11.87
区域3	2.2432	2.0401	9.95

3.2 联合优化算法求解全覆盖路径规划问题

为实现任务周期内太阳能与重力势能的合理分配与调度, 基于已验证的改进 RCA, 本节采用 GPM 和 RCA 联合优化算法解决三维空间内长航时太阳能无人机的能源优化及全覆盖路径规划问题, 任务范围设置为经度(110°E~120°E), 纬度(38°N~43°N), 任务起始点、结束点及目标覆盖区域在给定范围内随机生成, 仿真时间设定为6月21日, 图8(a)和图8(b)分别为采用改进 RCA 联合 GPM 与传统 FLPMW 算法联合 GPM 得到的三维全覆盖优化路径结果。优化结果如表5所示, 相比传统覆盖路径规划方法, RCA 联合优化算法平均太阳辐照功率 P_{ave} 提升了 11.64%, 其覆盖路径总长度为 2171.91 km, 传统基于 FLPMW 方法的全域覆盖路径总长度为

2438.95 km, 即联合 RCA 所得区域覆盖扫描路径缩短了 10.9%。

图8(c)中实线与短划线为任务周期内2种轨迹所获太阳辐照功率对比, 可以看出联合 RCA 所获太阳辐照功率更高, 同一时刻最大辐照功率差达到 1000 W, 点划线和双点划线分别为2种方法得到的高度剖面图, 传统方法无人机在 17:20 时太阳辐照功率不足开始下滑释放重力势能为飞机提供动力, 18:40 时下滑至夜间巡航高度, 改进 RCA 17:54 时太阳辐照功率不足开始下滑释放重力势能, 19:04 时下滑至夜间巡航高度, 联合 RCA 优化算法所得轨迹高度任务时间 T_{hmax} 提升了 8.98%, 夜间巡航时间 T_{hmin} 减少了 4.89%, 有效降低了夜间巡航时间, 为储能电池电量提供裕度。图8(d)为采用 GPM/RCA 联合优化算法所得功率分配及储能电池电量 S_{oc} 更新状态示意图, 可以看出, 当太阳光照不足时, 由储能电池为飞机提供飞行能量, 随着太阳辐照强度逐渐增大, 储能电池停止供电, 飞机将所吸收的全部辐照功率用于爬升任务, 当爬升到预定高度后, 飞机以最低巡航功率进行巡航, 同时储能电池开始充电, 当电池电量 S_{oc} 达到 0.95 时, 无人机进入加速任务阶段, 将所吸收全部功率用于提高飞行速度, 当太阳辐照功率不足以支撑无人机在 25 km 高空的最低巡航功率时, 无人机进入下滑阶段, 直至降到 15 km 夜间巡航高度, 此时由储能电池为无

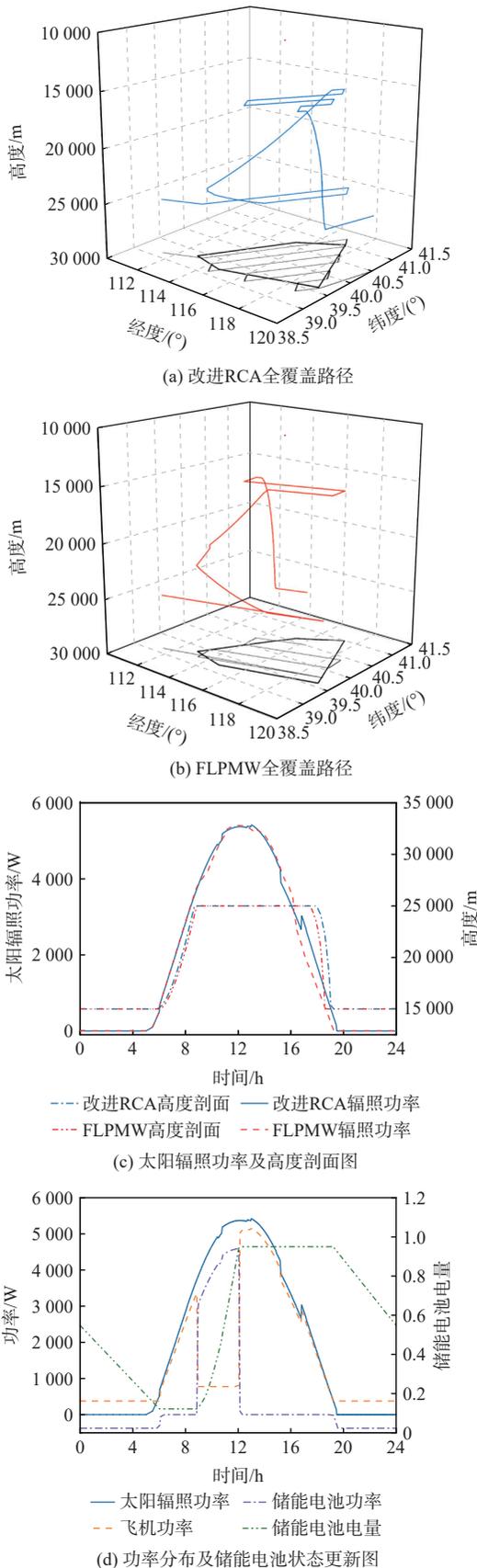


图 8 联合优化覆盖路径

Fig. 8 Jointly optimized coverage path

表 5 联合优化结果

Table 5 Joint optimization results

方法	max P_{ave} /kW	L_{tot} /km	T_{hmax} /h	T_{hmin} /h
FLPMW	1.98	2 438.95	8.46	11.46
改进RCA	2.21	2 171.91	9.22	10.90

电池电量 S_{oc} 更新状态可以看出, 储能电池状态满足跨昼夜飞行条件。

3.3 优化飞行方法与水平飞行方法对比

为验证使用重力势能储能策略的有效性和必要性, 采用本文提出的基于联合 RCA 与 GPM 优化算法的优化飞行方法与水平飞行方法进行比较。基于平飞巡航的能量管理方法更多关注工程实现的可靠性和简单性, 在该方法下, 太阳能只会被储存在储能电池中。为方便对比, 将水平飞行巡航的高度设定在 15 km, 飞行日期设定在 6 月 21 日。

联合 RCA 与 GPM 优化算法所得航迹与将飞行高度限制在 15 km 的路径对比如图 9(a) 和图 9(d) 所示, 可以看出水平飞行方法的扫描路径远小于本文方法, 这是因为当太阳辐射功率足够时, 由于高度的限制, 水平飞行方法只能在当前高度加速到最大飞行速度, 图 9(b)、图 9(c)、图 9(e)、图 9(f) 分别为 2 种方法高度、迎角、速度、航迹角对比图。可以得出结论: 太阳能无人机利用本文方法不仅可以通过爬升将太阳能转换为自身机械能, 为夜间无光照情况提供飞行动力, 而且可以通过高高度提高太阳辐照转换率, 从而提高其飞行速度, 进一步延长高高度任务时间, 实现更长的扫描路径。从任务角度来看, 一个周期内联合优化结果的扫描路径是水平飞行方法的 134.6%, 实现了太阳能无人机能源效用的最大化。

3.4 飞行日期对优化航迹的影响

由于太阳辐照强度随着季节的变化而变化, 特定区域在不同日期的太阳辐照强度差异明显, 会对太阳能无人机任务效能产生巨大影响。为验证本文方法在不同飞行日期对太阳能无人机能源效用及任务航迹的影响, 选取 12 月 21 日为仿真日期进行覆盖路径规划, 仿真结果如图 10 所示。

12 月 21 日太阳直射点在南回归线附近, 本文所设任务区域处于北纬 ($38^\circ \sim 42^\circ$), 太阳辐照强度低, 由图 10 可知, 本文方法选择追踪太阳辐照, 由低纬度地区开始逐渐遍历覆盖, 但由于日间总辐照时间的缩短及辐照强度的降低, 相比 6 月 21 日的覆盖路径, 12 月 21 日无人机在 24 小时任务周期内并没有完成区域覆盖任务, 其扫描路径由 6 月 21 日的 2 171.91 km 减少至 1 643.77 km, 图 11 为 2 个飞行日期下太阳辐照功率对比。由此可知, 太阳能

人机提供夜间巡航功率, 直至太阳辐照再一次到达当前高度所需巡航功率即可实现能量闭环, 由储能

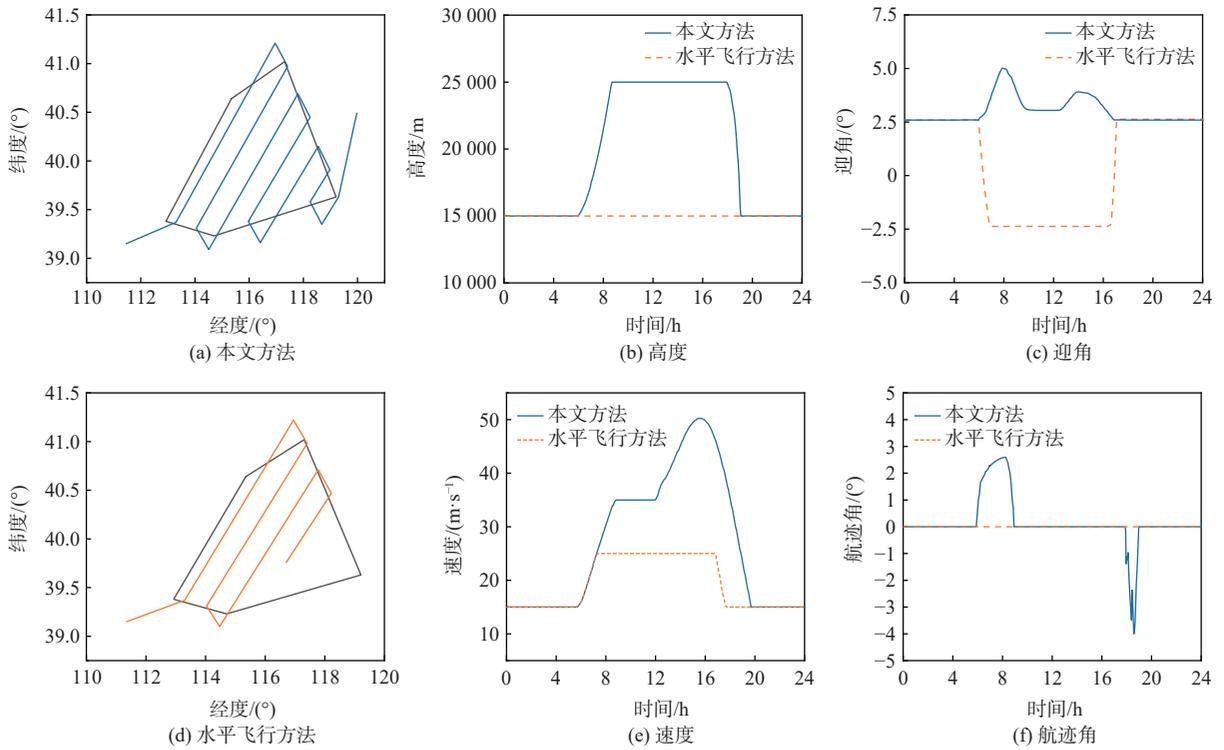


图9 本文方法与水平飞行方法的比较

Fig. 9 Comparison between the proposed method and horizontal flight method

无人机任务能力严重受太阳辐照情况的影响, 尽管如此, 本文方法仍然可以根据太阳辐照变化规律对无人机飞行航迹进行调整, 最大程度追踪太阳辐照, 在实现能量闭环的基础上最大化执行区域覆盖任务, 即该联合优化算法在不同日期仍然可以充分发挥太阳能无人机的任务潜能。

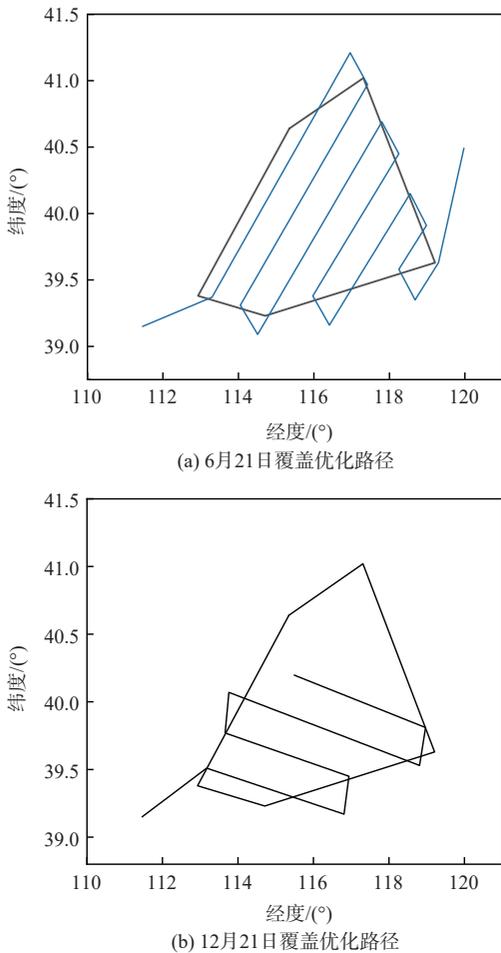


图10 不同日期优化结果对比

Fig. 10 Comparison of optimization results on different dates

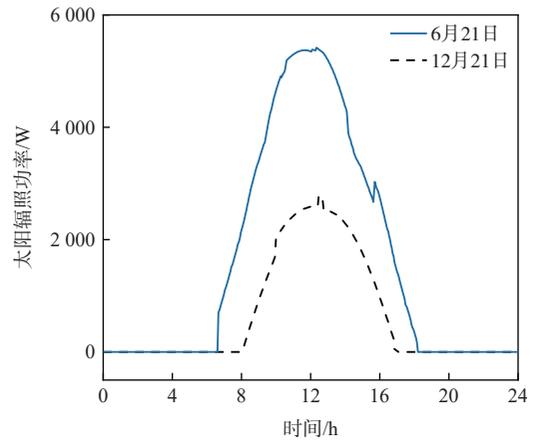


图11 任务区域太阳辐照强度

Fig. 11 Solar irradiation intensity in mission area

4 结论

针对临近空间太阳能无人机在高空侦察覆盖领域所具备的巨大潜力, 以及现阶段缺乏解决太阳能无人机在覆盖任务场景下的航迹规划算法, 本文研究了大跨时空场景下太阳能无人机三维全覆盖

航迹规划问题。主要工作总结如下:

1) 建立了应用于大跨时空全覆盖任务的太阳能无人机能量系统模型, 提出平均太阳辐照功率作为优化目标, 提出改进 RCA 对太阳能无人机进行结合最大太阳辐照和最优任务路径的凸多边形区域覆盖路径规划, 并与传统覆盖路径规划算法所得结果进行对比, 仿真结果表明, 在随机生成的 3 组任务区域内, 相比传统方法, 改进 RCA 所得覆盖路径平均太阳辐照功率分别提升了 6.02%、11.87%、9.95%, 表明改进 RCA 具备追踪太阳辐照、优化区域覆盖任务路径的能力。

2) 针对太阳能无人机能量与任务耦合的三维航迹规划问题, 采用分段能量管理方法对太阳能及重力势能进行合理分配与调度, 定义不同飞行阶段的目标函数, 联合 GPM 及 RCA 求解该最优控制问题, 同样与传统覆盖路径规划方法进行对比, 仿真结果表明, 在随机生成任务区域内, 本文方法规划得到的覆盖路径平均太阳辐照功率提升了 11.64%, 全覆盖任务路径降低了 10.9%, 表明本文方法在三维空间内同样具备通过能量优化的方式提高无人机任务效能的能力。

3) 为验证本文方法的有效性和必要性, 将采用本文方法所得航迹与水平飞行方法所得航迹进行对比, 仿真结果表明, 一个任务周期内本文方法所得全覆盖扫描路径为水平飞行方法的 134.6%, 即证明本文方法的有效性。

4) 为验证本文方法在不同太阳辐照条件下的适用性和有效性, 在 12 月 21 日进行仿真试验, 仿真结果表明, 由于光照强度的降低及日照时间的缩短, 相比 6 月 21 日, 12 月 21 日所得覆盖扫描路径明显缩短, 但本文方法可以根据太阳辐照变化规律对无人机飞行航迹进行调整, 最大程度追踪太阳辐照, 在实现能量闭环的基础上最大化执行覆盖任务。

综上所述, 本文方法能够解决高空长航时太阳能无人机凸多边形区域全覆盖任务场景下的三维航迹规划问题, 最大限度地提高太阳能无人机的能量接收, 优化能量调度, 将其转换为无人机任务效能的增益。未来会研究更复杂场景下的全覆盖航迹规划, 如非凸多边形区域的全覆盖航迹规划及变高变距情况下太阳能无人机的全覆盖航迹优化。

参考文献 (References)

[1] 吴健发, 王宏伦, 黄宇. 大跨时空任务背景下的太阳能无人机任务规划技术研究进展[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623414.
WU J F, WANG H L, HUANG Y. Research development of solar powered UAV mission planning technology in large-scale time and

space spans[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(3): 623414(in Chinese).

[2] 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.

[3] KLESH A T, KABAMBA P T. Solar-powered aircraft: energy-optimal path planning and perpetual endurance[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(4): 1320-1329.

[4] SPANGELO S C, GILBERT E G. Power optimization of solar-powered aircraft with specified closed ground tracks[J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(1): 232-238.

[5] WU J F, WANG H L, LI N, et al. Distributed trajectory optimization for multiple solar-powered UAVs target tracking in urban environment by adaptive grasshopper optimization algorithm[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 70: 497-510.

[6] WU J F, WANG H L, LI N, et al. Path planning for solar-powered UAV in urban environment[J]. *Neurocomputing*, 2018, 275: 2055-2065.

[7] SACHS G, LENZ J, HOLZAPFEL F. Unlimited endurance performance of solar UAVs with minimal or zero electrical energy storage[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2009.

[8] GAO X Z, HOU Z X, GUO Z, et al. Energy management strategy for solar-powered high-altitude long-endurance aircraft[J]. *Energy Conversion and Management*, 2013, 70: 20-30.

[9] WANG S Q, MA D L, YANG M Q, et al. Flight strategy optimization for high-altitude long-endurance solar-powered aircraft based on Gauss pseudo-spectral method[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(10): 2286-2298.

[10] HUANG Y, WANG H L, YAO P. Energy-optimal path planning for solar-powered UAV with tracking moving ground target[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 53: 241-251.

[11] 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.

[12] 杜楠楠, 陈建, 马奔, 等. 多太阳能无人机覆盖路径优化方法[J]. 航空学报, 2021, 42(6): 324476.
DU N N, CHEN J, MA B, et al. Optimization method for coverage path planning of multi-solar powered UAVs[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(6): 324476(in Chinese).

[13] 赵炜, 赵钱, 黄江流, 等. 临近空间太阳能无人机在现代战争中的应用[J]. 空天防御, 2020, 3(2): 85-90.
ZHAO W, ZHAO Q, HUANG J L, et al. Application of near space solar powered UAV in modern war[J]. *Air & Space Defense*, 2020, 3(2): 85-90(in Chinese).

[14] BERGER C, WZOREK M, KVARNSTRÖM J, et al. Area coverage with heterogeneous UAVs using scan patterns[C]//Proceedings of the IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics. Piscataway: IEEE Press, 2016: 342-349.

[15] AZPÚRUA H, FREITAS G M, MACHARET D G, et al. Multi-robot coverage path planning using hexagonal segmentation for geophysical surveys[J]. *Robotica*, 2018, 36(8): 1144-1166.

[16] NAM L H, HUANG L, LI X J, et al. An approach for coverage path planning for UAVs[C]//Proceedings of the IEEE 14th International

- Workshop on Advanced Motion Control. Piscataway: IEEE Press, 2016: 411-416.
- [17] GAO C Q, KOU Y X, LI Z W, et al. Optimal multirobot coverage path planning: ideal-shaped spanning tree[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2018, 2018(1): 3436429.
- [18] YUE W, JIANG Z. Path planning for UAV to collect sensors data based on spiral decomposition[J]. *Procedia Computer Science*, 2018, 131: 873-879.
- [19] LI Y, CHEN H, JOO ER M, et al. Coverage path planning for UAVs based on enhanced exact cellular decomposition method[J]. *Mechatronics*, 2011, 21(5): 876-885.
- [20] TORRES M, PELTA D A, VERDEGAY J L, et al. Coverage path planning with unmanned aerial vehicles for 3D terrain reconstruction[J]. *Expert Systems with Applications*, 2016, 55: 441-451.
- [21] 王自亮, 罗德林, 吴顺祥. 凹多边形区域覆盖无人机航迹规划方法[J]. *航空兵器*, 2019, 26(1): 95-100.
WANG Z L, LUO D L, WU S X. A UAV path planning method for concave polygonal area coverage[J]. *Aero Weaponry*, 2019, 26(1): 95-100(in Chinese).
- [22] 王红星, 马学娇, 张长森. 一种凹多边形区域的无人机覆盖路径规划算法[J]. *航空兵器*, 2021, 28(6): 46-52.
WANG H X, MA X J, ZHANG C S. An algorithm of coverage path planning for UAV in concave polygon area[J]. *Aero Weaponry*, 2021, 28(6): 46-52(in Chinese).
- [23] HUANG W H. Optimal line-sweep-based decompositions for coverage algorithms[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics & Automation. Piscataway: IEEE Press, 2001.
- [24] 陈海, 王新民, 焦裕松, 等. 一种凸多边形区域的无人机覆盖航迹规划算法[J]. *航空学报*, 2010, 31(9): 1802-1808.
CHEN H, WANG X M, JIAO Y S, et al. An algorithm of coverage flight path planning for UAVs in convex polygon areas[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(9): 1802-1808(in Chinese).
- [25] 庞强伟, 胡永江, 李文广. 基于垂直区域宽度分解的无人机覆盖航迹规划[J]. *系统工程与电子技术*, 2019, 41(11): 2550-2558.
PANG Q W, HU Y J, LI W G. Uav Coverage Track planning based on vertical region width decomposition[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2019, 41(11): 2550-2558(in Chinese).
- [26] VASQUEZ GOMEZ J I, MELCHOR M M, HERRERA LOZADA J C. Optimal coverage path planning based on the rotating calipers algorithm[C]//Proceedings of the International Conference on Mechatronics, Electronics and Automotive Engineering. Piscataway: IEEE Press, 2017: 140-144.
- [27] RAO A V, BENSON D A, DARBY C, et al. Algorithm 902: GPOPS, a MATLAB software for solving multiple-phase optimal control problems using the gauss pseudospectral method[J]. *ACM*, 2010, 37(2): 1-39.
- [28] QINETI Q. Solar aircraft achieves longest unmanned flight[J]. *Reinforced Plastics*, 2010, 54(5): 9.
- [29] HUANG Y, WANG H L, LI N, et al. Endurance estimate for solar-powered unmanned aerial vehicles[C]//Proceedings of the 9th International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics. Piscataway: IEEE Press, 2017: 66-70.
- [30] 王宏伦, 黄宇. 太阳能无人机能量生产估计模型及应用[J]. *战术导弹技术*, 2017(1): 9-16.
WANG H L, HUANG Y. Energy production estimation model and application of solar powered UAV[J]. *Tactical Missile Technology*, 2017(1): 9-16(in Chinese).
- [31] ROMEO G, FRULLA G. HELIPLAT: aerodynamic and structural analysis of HAVE solar powered platform[C]//Proceedings of the 1st UAV Conference. Reston: AIAA, 2002.
- [32] 昌敏. 广纬度域驻留太阳能飞机设计及其动力学特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2013.
CHANG M. Design and dynamic characteristics of a solar aircraft residing in a wide latitude domain [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013(in Chinese).
- [33] SHAMOS M L. Computational geometry[D]. New Haven: Yale University, 1978.

Three-dimensional complete coverage flight path planning for high-altitude long-endurance solar-powered UAV

WANG Qian^{1,2}, WANG Xiangyu^{2,*}, JIAO Jun², ZHANG Zijian², ZHANG Jian²

(1. Fluid Machinery Engineering Technology Research Center, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China;

2. Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Near-space solar-powered UAVs, characterized by their ultra-long endurance, can effectively solve the issue of insufficient endurance faced by traditional UAVs during missions. This paper proposed a three-dimensional (3D) path planning method for solar-powered UAVs based on “point to surface” coverage missions across large-scale spatiotemporal scenarios. Under the constraints of limited energy acquisition and conversion, the method maximized mission efficiency through reasonable distribution and scheduling of solar energy and gravitational potential energy. Based on the solar irradiance model and energy system model, a segmented energy management strategy was used to allocate and schedule the energy and divide the flight phases of the 24-hour mission cycle. The objective functions and boundary conditions of each phase were defined, and the Gauss pseudospectral method (GPM) was introduced to solve the multi-phase and multi-objective optimal control problem. The rotating calipers algorithm (RCA) was introduced to solve the full coverage path planning (CPP) problem of the convex polygon area. A multi-objective optimization was performed by combining the maximum solar irradiation path and the optimal coverage mission path, and the results were compared with the traditional CPP algorithm. The GPM and the RCA were combined to solve the 3D complete coverage flight path planning problem with energy and mission constraints. The simulation results show that, within the randomly generated convex polygon area, the proposed joint optimization method can increase the average solar irradiation power by 11.64% and reduce the complete coverage mission path by 10.9% while satisfying the day-night energy closed-loop of the solar-powered UAV, significantly improving the mission efficiency of solar-powered UAVs and maximizing the energy utilization.

Keywords: complete coverage path planning; energy management and scheduling; multi-objective optimization; Gauss pseudospectral method; rotating calipers algorithm