

文章编号: 1674-8190(2025)01-037-08

太阳能飞机全天巡航高度与翼载荷耦合 参量敏度分析

邱福生, 董翊行, 杜一鸣
(沈阳航空航天大学 航空宇航学院, 沈阳 110136)

摘要: 相对于传统常规动力飞机, 太阳能无人机具有飞行高度高和续航能力强的特点, 可通过模块化换装任务载荷, 执行特种任务。基于长航时太阳能无人机工作原理, 分析太阳能无人机全天巡航高度与翼载荷在能量收支平衡设计体系下的耦合关系, 并对其耦合参量(气动效率、太阳能光伏组件效率及铺设率、推进系统效率和负载功率因子、飞行季节与飞行纬度)展开系统性的敏度分析。结果表明: 长航时太阳能飞机应首先考虑设计或优化合适的升力系数及阻力系数, 以达到最大的气动效率; 当光伏组件的转换效率达到0.35以上时, 提高光伏组件铺设率对全天巡航高度影响较弱, 但有助于提高翼载荷上限。

关键词: 太阳能飞机; 能量平衡; 巡航高度; 翼载荷; 耦合; 敏度分析

中图分类号: V272

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.05

The sensitivity analysis of coupling parameters between all-day cruise altitude and wing load of solar-powered aircraft

QIU Fusheng, DONG Yihang, DU Yiming
(College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: Compared to conventional powered aircraft, the solar-powered UAV have characteristics of high-altitude and long-endurance, which can modular change up the task payloads and carry out related special tasks. Based on the working principle of long endurance solar-powered aircraft, the coupling relationship between the all-day cruising altitude and wing load of solar-powered aircraft under the energy balance design system is analyzed. The coupling parameters, including aerodynamic parameters, solar panels efficiency and paving rate, propulsion system efficiency and load power factor, flight season and flight latitude, are systematically analyzed for sensitivity. The results indicate that the design or optimization of appropriate lift and drag coefficients should be the first consideration for long endurance solar-powered aircraft to achieve best aerodynamic efficiency. When the efficiency of solar panels reaches 0.35 or above, increasing the installation rate of solar panels has a weaker impact on the all-day cruising altitude, but it helps to increase the upper limit of wing load.

Key words: solar-powered aircraft; energy balance; cruising altitude; wing load; coupling; sensitivity analysis

收稿日期: 2023-07-05; 修回日期: 2023-12-11

通信作者: 邱福生(1977-), 男, 博士, 教授、博导。E-mail: qfsmapple@163.com

引用格式: 邱福生, 董翊行, 杜一鸣. 太阳能飞机全天巡航高度与翼载荷耦合参量敏度分析[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 37-44.

QIU Fusheng, DONG Yihang, DU Yiming. The sensitivity analysis of coupling parameters between all-day cruise altitude and wing load of solar-powered aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 37-44. (in Chinese)

0 引言

太阳能无人机利用机体上的太阳能光伏电池将光能转化为电能,一部分用于日间巡航,另一部分储存在储能电池中,用于夜间巡航,直至第二天白天到来再次进行能量补充和吸收,依此循环,理论上可实现“永久飞行”。2018年8月,英国的Zephyr-S太阳能无人机创造了26天不间断巡航飞行的纪录,飞行高度达到了22.5 km^[1]。相比于传统的有人机,太阳能无人机具有飞行高度高和续航能力强的特点,且具备“伪卫星”的应用特征,可通过模块化换装任务载荷,执行侦察监视、区域巡逻、通信中继等特种任务^[2],是当今航空技术领域的研究热点之一。

由于太阳能飞机的工作原理与常规动力飞机相比具有特殊性,其总体设计需以能量收支平衡为中心^[3]。另一方面,相较于常规动力飞机,太阳能飞机的飞行状态相对单一,其任务时间段大多是以巡航状态进行的,尽量提升其全天巡航高度及翼载荷上限,则更能体现出其在工程应用或持久留空平台等领域的显著优势。因此,依据太阳能无人机能量收支平衡的设计理念,针对太阳能飞机设计中的相关设计要素之间的关系进行分析,将有利于进行多学科的一体化优化设计,实现最佳的多学科设计参数的统筹匹配。

Noth等^[4]基于能量平衡和质量平衡方程,建立了一套太阳能无人机的总体设计方法;Petr等^[5]研究了不同区域、不同季节对太阳能飞机“永久飞行”能力的影响;苏宝玉等^[6]对太阳能无人机初始设计参数的敏感性进行了分析;昌敏等^[7-8]以跨昼夜能量平衡为基础,采用敏度分析方法,从多角度分析了各参数对太阳能无人机可持续巡航高度的影响;朱雄峰^[9]以能量为中心,推导了一系列广义设计参数,并使用这些广义参数对太阳能飞机的最大飞行高度和翼载荷边界进行了研究。

文献[4-5]的研究主要针对能量收支平衡下太阳能飞行器的总体参数进行设计,而对巡航高度或翼载荷领域研究较少;文献[6-9]的研究从各个角度对初始设计参数敏度、巡航高度或翼载荷领域进行了分析研究,但未能考虑巡航高度与翼载荷在能量收支平衡设计过程中的单参数耦合关系。

本文基于太阳能无人机的基本工作原理及设

计理念,分析太阳能无人机巡航高度与翼载荷在能量收支平衡设计体系下的耦合关系,并参考世界上典型的太阳能飞机相关设计参数,对耦合参数敏度进行系统性分析,得出相关结论及总体设计中所应遵循的准则,以期开展太阳能无人机总体设计和改进优化提供参考。

1 基于能量收支平衡的设计方法

太阳能飞机的飞行状态相对单一,大多是以巡航状态进行的,且飞行过程中飞机重量始终不变,因此在太阳能飞机的总体设计中,气动力设计点的升力系数通常是定值^[10]。巡航状态下,太阳能飞机在空中进行稳定的水平飞行,依据太阳能飞机在巡航阶段的升重平衡、推阻平衡及飞行功率表达式 $P_{lev} = Tv^{[11]}$,可得出太阳能无人机在巡航飞行状态下的需用功率:

$$P_{lev} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{W^3}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (1)$$

式中: C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数; W 为飞行器总质量; S 为机翼面积; ρ 为飞行高度所对应的大气密度。

对于太阳能飞行器在飞行过程中负载所消耗的能量,可用负载功率因子来表示,则太阳能飞行器在巡航飞行状态下所需的平均功率 P_{tot} ^[7]为

$$P_{tot} = P_{lev} + P_{ap} = \frac{P_{lev}}{\eta_p} + P_{lev}\eta_{ap} = P_{lev} \left(\frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right) \quad (2)$$

式中: P_{ap} 为负载功率消耗; η_p 为推进系统效率; η_{ap} 为负载功率因子,反映了机载耗电设备执行工作时的效率。

在一昼夜(24 h)的不间断飞行中,依据太阳能飞机能量收支平衡工作原理,太阳能飞机光伏组件全天所采集的能量,必须与太阳能飞机维持一昼夜周期工作所消耗的能量保持平衡^[12],令太阳能飞机在巡航飞行状态下所需的平均功率 P_{tot} 等于光伏电池所能采集的平均功率,即:

$$\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{W^3}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot \left(\frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right) = \bar{P}_{sun} S \eta_{cov} \eta_{sc} \eta_{mppt} \quad (3)$$

式中: \bar{P}_{sun} 为某日期下的日均太阳辐照强度(24 h范围内),太阳辐照强度会随季节和地理位置而变化,其为飞行季节和飞行区域的函数^[13]; η_{cov} 为太

太阳能光伏电池对机翼的覆盖率; η_{sc} 为太阳能光伏电池的转化效率; η_{mppt} 为峰值功率跟踪系统 (MPPT) 效率。

由式(3)可推导出太阳能无人机全天能量收支平衡条件下的翼载荷表达式:

$$\frac{W}{S} = \left[\frac{\bar{P}_{sun} \eta_{cov} \eta_{sc} \eta_{mppt} \sqrt{\rho} C_L^{3/2}}{\sqrt{2} \cdot \left(\frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right) C_D} \right]^{2/3} \quad (4)$$

太阳能飞机由于自身工作特点,在夜间,其所消耗能量必须与存储在机载二次储能电池的能量保持平衡^[14]。令二次储能电池储存的能量与夜晚消耗能量相等:

$$m_b k_b = P_{lev} \left(\frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right) \cdot T_n \quad (5)$$

式中: m_b 为储能电池的质量; k_b 为储能电池的比能量参数; T_n 为夜间时长。

式(5)是太阳能无人机在夜间飞行状态下的能量平衡关系式,由该式可计算出太阳能飞行器跨昼夜飞行所需的储能电池质量。根据太阳能无人机的一般结构可知,MPPT、航电系统和有效载荷的质量,相比于其他组件质量(如机翼、储能电池)非常小,其中航空电子设备的质量约为总质量的 3%^[15],因此本文研究中忽略上述质量,则太阳能无人机的总质量可表示为

$$m = P_{lev} \left(\frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right) \cdot \frac{T_n}{k_b} + S(\rho_{af} + \eta_{cov} \rho_{sc}) \quad (6)$$

式中: ρ_{af} 为太阳能飞机的结构面密度; ρ_{sc} 为光伏组件的面密度。

将式(6)两边同乘以重力加速度 g 后再同除以机翼参考面积,可得一个关于 W/S 的函数关系式^[9],之后将其代入式(4),消去式中的 W/S ,即可得到能量收支平衡下全天巡航高度 H_d 所对应的大气密度 $\rho(H_d)$ 的表达式:

$$\rho(H_d) = 2g^3 \left(\frac{1}{\eta_p} + \eta_{ap} \right)^2 \times \frac{\left[\left(\frac{T_n}{k_b} \right) \cdot (\bar{P}_{sun} \eta_{cov} \eta_{sc} \eta_{mppt}) + (\rho_{af} + \eta_{cov} \rho_{sc}) \right]^3}{(\bar{P}_{sun} \eta_{cov} \eta_{sc} \eta_{mppt})^2 \cdot \left(\frac{C_L^{3/2}}{C_D} \right)^2} \quad (7)$$

式(7)是用于分析太阳能飞机能量收支平衡状态下的全天巡航高度的重要关系式。同时结合式(4)可以得出,太阳能无人机全天巡航高度与翼载荷在能量收支平衡体系下的耦合参量有:气动参数、太阳能光伏组件效率及铺设率、推进系统效率和负载功率因子、飞行季节与飞行维度。本文将参考世界上典型的太阳能飞机相关设计参数及当前工程技术水平,系统性分析各耦合参数对太阳能飞行器全天巡航高度及翼载荷的性能影响特征。

2 耦合参量敏度分析

太阳能无人机由于其工作原理及环境特点,不仅对光伏电池转换效率有较高要求,同时也要求光伏电池转换具有良好的物理特性,包括低面密度、易附形、耐高温/低温、耐辐射等。目前,主要有硅电池和薄膜电池被应用于太阳能无人机,硅基光伏电池的实验室能量转化效率在 25% 左右,商业化的硅基太阳能电池的转换效率通常在 16%~22% 左右;薄膜电池单体厚度薄,附形能力强,能够满足柔性大展弦比机翼的铺片需求,如 Sky-sailor,其采用的砷化镓薄膜光伏电池能量转化效率约为 25%~30%,但薄膜光伏太阳能电池铺设在机翼上的单位重量大约是硅基光伏电池的三倍,在获得更高效的同时,也付出了较高的重量代价,这对太阳能飞机的超长航时性能来说是极为不利的。典型太阳能飞行器所采用的光伏电池类型及其性能参数如表 1 所示。

表 1 典型太阳能飞行器光伏电池类型及其性能参数
Table 1 The types and performance parameters of solar panels for typical solar-powered aircraft

太阳能飞行器名称	光伏电池类型	转换效率/%
Helios	单晶硅	16
Heliplat	单晶硅	22
Sky-sailor	GaAs	27~28
HB-SIA	单晶硅	约为 18
Zephyr-7	非晶硅	19

对于储能电池而言,能量密度是衡量其性能的关键指标,同时也是关系到太阳能飞机设计方

案成败的一个重要因素,其重量一般占太阳能无人机全机重量的 30% 以上。目前,锂离子电池和锂聚合物电池在太阳能无人机领域的应用最为广泛,其能量密度区间一般在 $180\sim 240\text{ W}\cdot\text{h}/\text{kg}$ 之间,Zephyr-7 太阳能无人机搭载了 Sion Power 公司生产的锂硫电池(Li-S),其电池能量密度可以达到 $500\sim 600\text{ W}\cdot\text{h}/\text{kg}$,应用演示时一般取 $350\text{ W}\cdot\text{h}/\text{kg}$ ^[16]。

此外,太阳能光伏电池对机翼的覆盖率一般约为 90%,且对于常规布局形式的太阳能飞机,其水平安定面处也可进行光伏电池的铺设;MPPT 的效率一般约为 95%;太阳能飞行器的结构面密度一般在 $0.8\sim 3.5\text{ kg}/\text{m}^2$ 范围内,光伏组件的面密度为 $0.73\sim 1.35\text{ kg}/\text{m}^2$ ^[8];推进系统效率约为 70%^[17]。据此,得到无人机相关概念设计参数如表 2 所示,表中参数取值均符合实际情况,本文参考以上各参数的统计值,地理位置取武汉市,无特殊说明外,飞行日期将设定为夏至日。

表 2 太阳能无人机参数
Table 2 Parameters of solar-powered UAV

设计参数	含义	数值
η_{mppt}	MPPT 效率/%	95
η_{sc}	太阳能光伏组件转换效率/%	20
η_{cov}	太阳能光伏组件覆盖率/%	90
η_{p}	推进系统效率/%	70
C_L	升力系数	1.00
C_D	阻力系数	0.03
ρ_{af}	机翼结构面密度/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^{-2})$	1.8
ρ_{sc}	太阳能光伏组件面密度/ $(\text{kg}\cdot\text{m}^{-2})$	0.8
k_{b}	储能电池比能量参数/ $(\text{W}\cdot\text{h}\cdot\text{kg}^{-1})$	350

2.1 气动效率

为获得较高的升力,增强在高空中持续飞行的能力,长航时太阳能飞机在设计上通常采用大展弦比机翼,以下将具体分析气动效率对全天巡航高度及翼载荷性能的影响情况。

除气动参数 C_L 及 C_D 外,取定其他参数与表 2 一致,分析全天巡航高度随 C_L/C_D 及 C_L 的变化关系,如图 1 所示。

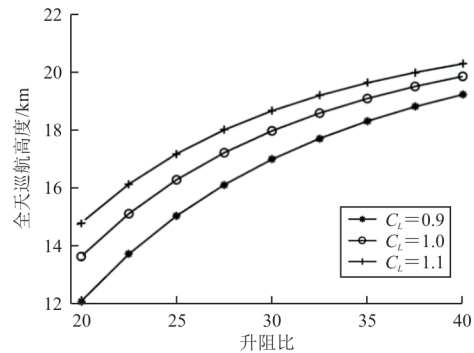


图 1 全天巡航高度与升力系数和升阻比的关系

Fig. 1 Relationship between all-day cruising altitude and lift coefficient and lift-drag ratio

从图 1 可以看出:升阻比的提升可以明显提高飞行器的全天巡航高度,当升阻比达到 30 以上时,全天巡航高度随着升阻比的增加逐渐趋于平稳。在太阳能飞机气动系统的设计过程中,应设计或优化合适的升力系数及阻力系数,最大程度提高其气动效率,能够有效提高太阳能飞机的全天巡航高度。

为避开对流层多变的复杂气流环境,提升飞行稳定性,长航时太阳能飞机的一般飞行于 10 km 以上的平流层,选定 10~25 km 的巡航高度范围,除气动效率参数外,其他参数保持不变,选取 3 组升阻比 K ,得出其翼载荷界限图如图 2 所示。

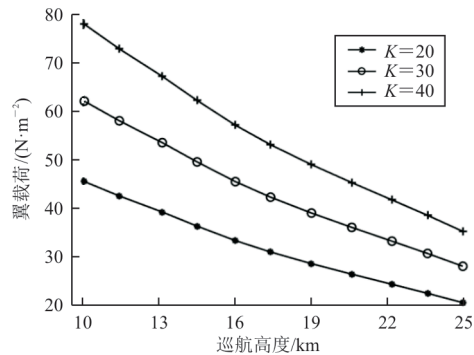


图 2 翼载荷与飞行高度和升阻比的关系

Fig. 2 Relationship between wing load and cruising altitude and lift-drag ratio

从图 2 可以看出:翼载荷受飞行高度及升阻比变化影响明显,当其他参数一定时,升阻比每增加 10,所允许的翼载荷范围约提高 12%~15%,对于太阳能飞机来说,提高飞机的升限,意味着可以为飞机提供更好的适航性,使飞机能够在更广泛的气象条件下安全飞行。太阳能飞机的翼载荷也决定了其升限,当翼载荷确定时,其只可在某个高度限以下飞行。

2.2 推进系统效率和负载功率因子

由 1.1 节分析可知,推进系统效率、负载功率因子与太阳能飞机的全天巡航高度及翼载荷相关联,下面主要分析全天巡航高度及翼载荷与推进系统效率和负载功率因子之间的关系。

除推进系统效率 η_p 和负载功率因子 η_{ap} 外,取其他参数与表 2 一致,得出全天巡航高度随推进系统效率 η_p 和负载功率因子 η_{ap} 的变化关系,如图 3 所示。

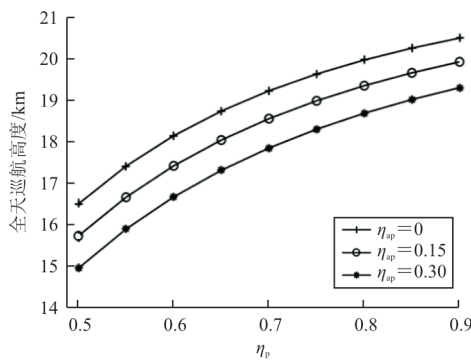


图 3 全天巡航高度与 η_p 和 η_{ap} 的关系
Fig. 3 Relationship between all-day cruising altitude and η_p and η_{ap}

从图 3 可以看出:推进系统效率每提高 0.1, 全天巡航高度约提高 0.5 km; 负载功率因子每下降 0.1, 全天巡航高度约提高 0.5 km。由此可知,在一定情况下,提高推进系统效率和降低负载功率因子对于全天巡航高度的提升是等价的。

受限于目前的工程技术发展影响,无人机的推进系统效率约为 0.7, 且通常情况下,在太阳能飞机的设计阶段,推进系统效率一般是给定的,因此对于太阳能飞机在飞行过程中的功率消耗问题,一般应考虑减小其负载功率因子。此外对比图 1 可知,负载功率因子 η_{ap} 对全天巡航高度的影响程度小于气动效率 $C_L^{1.5}/C_D$, 因而对于在设计阶段的气动效率与负载外挂的耦合问题,应着重考虑其气动效率。

由于设计阶段推进系统的效率一般是确定的,而其负载功率因子则各不相同,下面选取推进系统效率 η_p 为 0.7, 其他参数保持不变,分析在 10~25 km 巡航高度范围内,负载功率因子 η_{ap} 对翼载荷的影响,如图 4 所示。

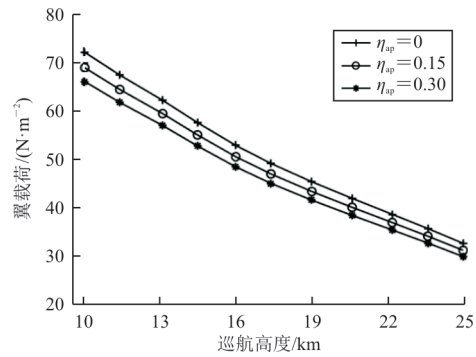


图 4 翼载荷与巡航高度和 η_{ap} 的关系
Fig. 4 Relationship between wing load and cruising altitude and η_{ap}

从图 4 可以看出:在推进系统效率一定时,负载功率因子每增加 0.1, 其翼载荷允许上限约下降 5%。同时结合图 2 分析可知,在不同飞行高度下,制约翼载荷上限的关键因素可能是不同的,在设计阶段需依据具体飞行需求或设计指标,来确定以上参数的选取。

2.3 飞行季节和纬度

结合太阳能无人机的实际工作环境来看,当飞行季节和区域发生变化时,太阳光辐射强度、夜间时长等环境因素也随之变化,下面将具体分析春分(秋分)、夏至和冬至以及飞行区域纬度对全天巡航高度及翼载荷性能的影响情况。

日均太阳辐照强度 \bar{P}_{sun} 与夜间时长均受飞行季节和纬度影响,取定其他参数与表 2 一致,得出全天巡航高度随飞行季节和纬度的变化关系,如图 5 所示。

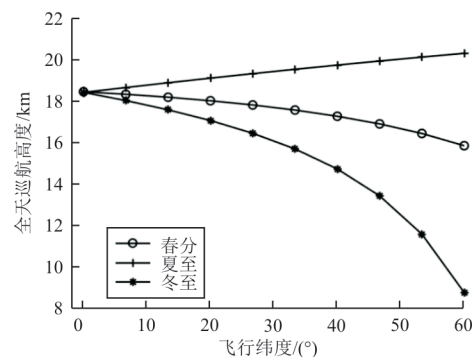


图 5 全天巡航高度与飞行纬度、飞行季节的关系
Fig. 5 Relationship between all-day cruising altitude and flight latitude and season

从图 5 可以看出:太阳能飞行器受季节和飞行纬度的影响较大,在低纬度地区,一年中的全天可

持续飞行高度波动范围较小,而在高纬度地区,其波动较大。出现这种结果的主要原因是:在春季,随着纬度的增加,太阳辐照强度逐渐减弱;夏季,随着纬度的增加,虽然太阳辐照的强度变化波动小,但夜间时长会逐渐缩短,减小了满足夜间能量平衡所需的储能电池质量;冬季,随着纬度的增加,太阳辐照的强度逐渐下降,且夜间时长增加,从而致使其全天巡航高度大幅下降。因此仅从全天巡航高度与翼载荷性能稳定性来看,对于未来有跨季飞行或执行“伪卫星”任务平台的太阳能飞机有利飞行区域为赤道附近。此外,当无人机的设计参数确定时,在不同的飞行季节及纬度下,太阳能飞机的全天巡航高度是不同的。

本文预设飞行位置武汉市,其他参数保持不变,分析不同飞行季节对翼载荷的影响,如图 6 所示。

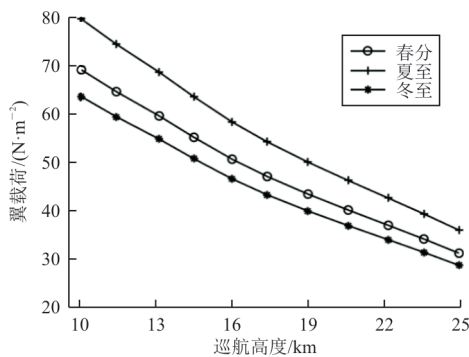


图 6 翼载荷与巡航高度和飞行季节的关系
Fig. 6 Relationship between wing load and cruising altitude and season

从图 6 可以看出:在夏季太阳能飞机的翼载荷上限较高,而在冬季最低。当其他参数确定时,在同一高度处,夏至日的翼载荷上限比春分日约提高 14%,比冬至日约提高 24%。

结合图 5 分析结果可知,夏季是最有利于太阳能飞行器的飞行季节,在为太阳能飞行器设计和装订飞行方案时,必须要考虑季节和飞行纬度的影响。此外,太阳能飞机“Helios”与“Zephyr”系列型号均是在夏季附近创造了当时的飞行高度和飞行时长记录。

2.4 太阳能光伏组件转换效率和铺设率

由太阳能飞机的能量供应链可知,光伏组件是影响能量平衡中的重要一环,在设计太阳能无

人机时,一般会选择较高的太阳能光伏电池铺设率,以便于更好的满足能量需求,但太阳能飞机光伏组件铺设率的提高,会带来整机质量的提高,增加实现滞空时的能量消耗,故需找到合适的铺装率,以平衡能效与重量之间的关系,下面具体分析这两个参数对全天巡航高度及翼载荷的性能影响特征。

除太阳能光伏组件转换效率 η_{sc} 和铺设率 η_{cov} 外,取定其他参数与表 2 一致,得出全天巡航高度随太阳能光伏组件转换效率 η_{sc} 和铺设率 η_{cov} 的变化关系,如图 7 所示。

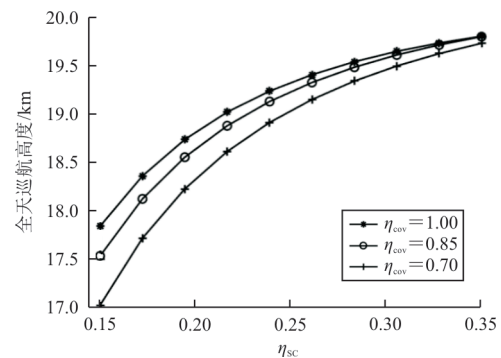


图 7 全天巡航高度与 η_{sc} 和 η_{cov} 的关系
Fig. 7 Relationship between cruising altitude and η_{sc} and η_{cov}

从图 7 可以看出:提高光伏组件的铺设率对全天巡航高度的提升较弱,此外,随着光伏组件转化效率的提高,全天巡航高度增速逐渐平稳,且当光伏组件转换效率达到 0.35 时,有饱和趋势。因此在总体设计阶段中,可根据实际设计指标或飞行需求来确定选择转换效率较高但单位质量较大的碲化镓薄膜光伏电池,或转换效率低但单位质量较小的硅基光伏电池。

接下来选取光伏组件转换效率为 0.2,其他参数保持不变,研究光伏组件铺设率在不同巡航高度下对翼载荷的影响,如图 8 所示,可以看出:当其他参数一定时,光伏组件铺设率越高,在同一巡航高度下所允许的翼载荷越大,目前实现了数周不间断巡航飞行的常规布局形式的“Zephyr”系列型号太阳能无人机,也采取了在尾翼铺设太阳能光伏电池的设计。因此在太阳能飞机设计过程中,应在不影响整机气动效率的前提下,尽量提高飞行器的光伏组件铺设比率,有助于提高载荷能力,更好的满足任务需求。

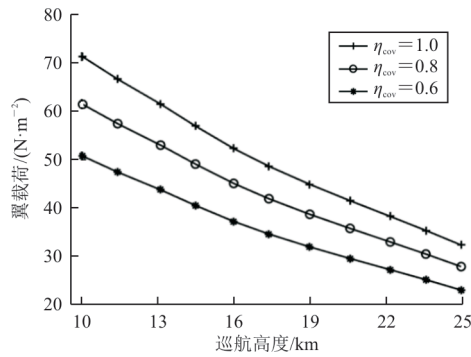


图 8 翼载荷与巡航高度和 η_{cov} 的关系

Fig. 8 Relationship between wing load and cruising altitude and η_{cov}

3 结 论

1) 太阳能无人机全天巡航高度及翼载荷在能量收支平衡总体设计中的耦合参量包括:气动效率、太阳能光伏组件效率及铺设率、推进系统效率和负载功率因子、飞行季节与飞行维度。

2) 在长航时太阳能飞机设计中,应首先考虑设计或优化合适的升力系数及阻力系数,以达到最大的气动效率 $C_L^{1/5}/C_D$;且在不影响气动效率的前提下,可尽量提高太阳能光伏组件的铺设面积。

3) 仅从全天巡航高度与翼载荷性能的稳定性来看,作为持久留空平台或执行“伪卫星”任务的太阳能飞机有利飞行区域为赤道附近。

4) 当光伏组件的转换效率达到 0.35 时,提高光伏组件铺设率对全天巡航高度影响较弱,但有助于翼载荷上限的提高。

参 考 文 献

- [1] 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[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623418.
MA Dongli, ZHANG Liang, YANG Muqing, et al. Review of key technologies of ultra-long-endurance solar powered un-manned aerial vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623418. (in Chinese)
- [2] QU Hua, ZHANG Wenna, ZHAO Jihong, et al. Rapid deployment of UAVs based on bandwidth resources in emergency scenarios [C] // 2020 Information Communication Technologies Conference (ICTC). Nanjing: IEEE, 2020: 86-90.
- [3] 王彦广, 王伟志, 黄灿林. 平流层飞行器技术的最新发展[J]. 航天返回与遥感, 2019, 40(2): 1-12.
WANG Yanguang, WANG Weizhi, HUANG Canlin. The latest development of stratospheric aircraft technology [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2019, 40(2): 1-12. (in Chinese)
- [4] NOTH A, SIEGWART R, ENGEL W. Design of solar powered airplanes for continuous flight [J]. Environmental Research, 2017(1): 1-3.
- [5] PETR M, DANIIL P, ANTON I. Preliminary design and technology forecast synthesis for solar-powered high altitude aircraft [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2022, 236(11): 2225-2234.
- [6] 苏宝玉, 郭彬新. 太阳能无人机初始设计参数分析[J]. 光电系统, 2010, 6(2): 57-60.
SU Baoyu, GUO Binxin. Analysis about original design parameters of solar UAVs [J]. Electronic and Electro-optical System, 2010, 6(2): 57-60. (in Chinese)
- [7] 昌敏, 周洲, 郑志成. 太阳能飞机原理及总体参数敏度分析[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(5): 792-796.
CHANG Min, ZHOU Zhou, ZHENG Zhicheng. Flight principle of solar-powered airplane and sensitivity analysis of its conceptual parameters [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(5): 792-796. (in Chinese)
- [8] 昌敏, 周洲, 李盈盈. 基于能量平衡的太阳能飞机可持续高度分析[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(4): 541-546.
CHANG Min, ZHOU Zhou, LI Yingying. An effective theoretical analysis of persistent flight altitudes of solar-powered airplanes [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(4): 541-546. (in Chinese)
- [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 Xiongfeng. Generalized energy based conceptual design method of solar-powered airplane [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2014. (in Chinese)
- [10] 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.
ZHANG Jian, ZHANG Dehu. Essentials of configuration design of HALE solar-powered UAVs [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(s1): 1-7. (in Chinese)
- [11] ZHANG Lanchuan, ZHU Weiyu, DU Huafei, et al. Multi-disciplinary design of high altitude airship based on solar energy optimization [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 110: 106440.
- [12] CABRANE Z, BATOOL D, KIM J, et al. Design and simulation studies of battery-supercapacitor hybrid energy storage system for improved performances of traction system of solar vehicle [J]. Journal of Energy Storage, 2020, 32: 101943.

