

光学学报

基于全等聚光面太阳翼接收太阳辐射的特性

赵海波^{1,2}, 戴鑫^{1,2}, 陈飞^{1,2*}¹昆明理工大学化学工程学院, 云南昆明 650500;²昆明理工大学太阳能工程研究所, 云南昆明 650500

摘要 针对太阳翼工作特征,设计了一种截断复合平面聚光器,并通过耦合实时日地距离、地星空间关系以及太阳辐射理论,构建了太阳翼接收太阳辐射模型。研究采用编程计算、仿真模拟和实验验证相结合的方式,结果表明复合平面聚光器的聚能特性与理论预测结果趋于一致。电池板表面太阳辐照度平均绝对误差仅为 0.04 W/m^2 ,卫星受晒特征时间平均绝对误差为 18.2 s 。太阳翼理论发电功率峰值相较于常规太阳翼提升了约 87% ,且接收半角内电池板表面能流密度平均均匀度达到了 0.615 。研究结果可为太阳翼的结构设计与优化提供参考。

关键词 几何光学; 太阳能; 复合抛物聚光器; 辐照度; 太阳翼; 能流密度

中图分类号 O435.1

文献标志码 A

DOI: 10.3788/AOS231454

1 引言

目前,低碳绿色转型已成为全球能源领域发展的主流趋势^[1]。经济环保、分布广泛、安全可控的太阳能正受到越来越多的重视^[2-3]。在太阳能光伏发电、光热转换领域,为了降低能源成本、提高光电光热转化率,聚光器得到了广泛应用^[4]。其中,无需跟踪装置、系统高效稳定、面型易于构建的典型非成像太阳能复合抛物聚光器(CPC)以其优异的性能而备受关注^[5-6]。因此,开展有关CPC的研究具有重要的科学意义。

为了提高太阳能利用率,Winston等^[7-8]基于边缘光线原理构建了一种圆形吸收体CPC,推导出通用函数表达式,实例验证表明该系统相较于成像光学仪器,在接收漫射光方面具有显著优势。Rabl等^[9-10]为了降低CPC光热损失、提高系统光热转化率,采用面体分离式结构进行系统优化设计,并指出CPC光热系统性能的评估方式。在仿生学研究过程中,Levi-Setti等^[11]发现蜃的复眼晶状体与理想CPC结构相似,这一发现也证实了CPC具有良好的适用性。尹鹏等^[12]通过构建锯齿型无漏光波导板模型,解决了扇形聚光系统中的漏光问题,仿真结果验证了该模型具有较高的几何聚光比与光学效率。陈飞等^[13]在研究太阳能真空管间隙漏光损失时发现,采用等分反射面方式可捕获真空管真空夹层中逃逸的太阳光,研究显示理论数据与实验数据相吻合,这有效验证了该理论模型的适用性。针对S-CPC(standard CPC)吸收体表面能量密度分布

极不均匀的问题,Xu等^[14]采用编程设计了一种M-CPC(multi-section CPC)并通过实验验证了所提方法的可行性。耦合槽式聚光器的空间商用高功率地球同步通信卫星Hughes-702成功发射,在轨遥测数据显示其具有良好的工况条件,光伏电池在聚光条件下具有高效稳定的工作性能^[15-16]。

太阳翼表面接收太阳辐射具有时空周期性,并存在显著的波动性。本文基于边缘光线原理,构建了一种平面化星载CPC系统;依据日地空间距离和地星位置关系,构建了日星距离随时空变化的数学模型;基于空间辐射理论探寻了耦合全等截断平面化聚光器卫星太阳翼表面太阳辐射的变化特征。研究结果可为卫星系统的能源保障和结构优化提供设计参考。

2 耦合CPC太阳翼结构性能分析

作为已经成功部署并持续运行的商业空间卫星,Hughes-702耦合了槽式聚光器,如图1(a)所示。通过对该卫星的发电功率进行模拟分析,发现:相较于传统太阳翼,Hughes-702的功率补偿效果明显得到改善,并且电池板表面的光照强度也显著提高。在轨观测数据证明了这种新型太阳翼在实际工作条件下的可行性,同时其有效提高了太阳翼的质量效率(每单位质量的发电功率)^[17]。

为了确保卫星能够长期稳定运行,卫星系统的能源供给必须获得充分保障,其中最主要的用能类型是电能^[18]。太阳翼光伏组件将太阳辐射能转换为电能,

收稿日期: 2023-08-21; 修回日期: 2023-10-01; 录用日期: 2023-10-27; 网络首发日期: 2023-11-07

基金项目: 国家自然科学基金(51866005)、云南省“万人计划”青年拔尖人才专项(YNWR-QNBJ-2019-173)

通信作者: *solarcf@163.com

若要提高发电量以供应仪器设备正常运转,通常可采用高转化率电池板或增大太阳翼展开面积的方法,其中前者提升效率有限,后者会显著增加卫星发射成本^[19]。具有耦合结构简单、质量轻、易于折叠、易集

成、高效集光特点的耦合 CPC 太阳翼空间卫星结构如图 1(b)所示,其在保证运行状态正常的情况下,减少了光伏电池数量,降低了发射成本,提高了发电功率。

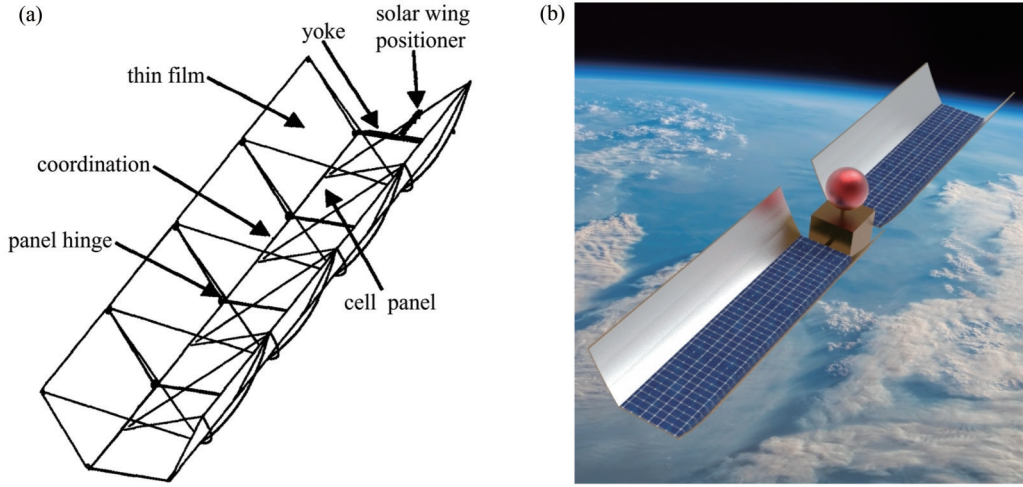


图 1 空间卫星太阳翼结构。(a)太阳翼结构^[17]; (b)耦合 CPC 太阳翼空间卫星结构图

Fig. 1 Space satellite solar wing configuration. (a) Solar wing configuration^[17]; (b) coupling CPC solar wing space satellite structure

2.1 构建太阳翼聚光面型物理模型

根据边缘光线原理,光线从光口射入聚光器内,当入射角与接收半角 θ_a 相等时,光线经反射面会聚,到达电池板端部,这导致电池板表面能量分布不均匀,进而会严重影响光伏电池组件的工况。基于此,构建截断

S-CPC,如图 2(a)所示,该结构可有效改善能流分布情况。为了进一步提高太阳能利用率、减少聚光面耗材、降低能源成本,将截取后的 S-CPC 进行全等平面化,构建截断复合平面聚光器(TMS-CPC)模型,如图 2(b)所示。

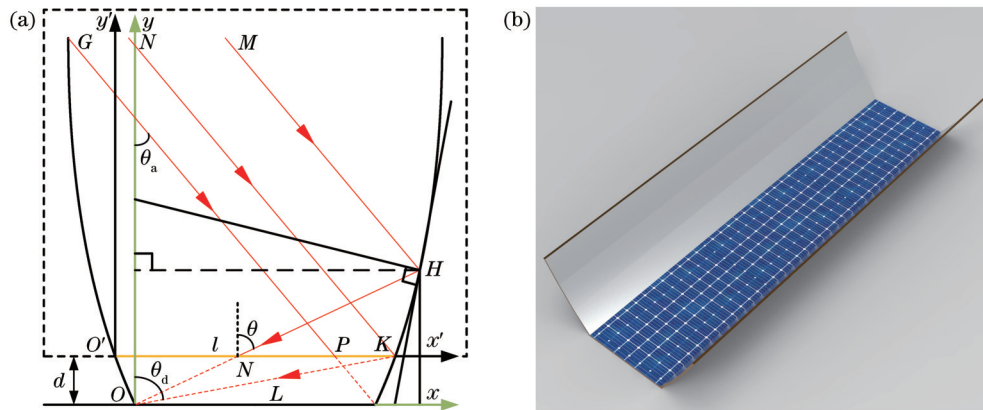


图 2 聚光面型物理结构。(a) S-CPC 与截取后的 S-CPC(虚线框内); (b) TMS-CPC

Fig. 2 Concentrating surface type physical structure. (a) S-CPC and intercepted S-CPC (in dashed box); (b) TMS-CPC

从图 2(a)中可以发现,基于边缘光线原理, MH 、 NK 以及 GP 光线在常规 S-CPC 中会聚后,最终都集中在吸收体的 O 点位置,而 MH 、 NK 以及 GP 光线在截取后的 S-CPC 中会聚后,分别到达吸收体的 N 、 K 及 P 点。截取后的 S-CPC 在会聚光线时,更倾向于把能量分散在吸收体表面,因此有利于提升吸收体表面能流分布的均匀性。

在 xOy 坐标系中, S-CPC 的标准参数方程^[20]为

$$\begin{cases} x = \frac{L(1 + \sin \theta_a)}{1 - \cos(\theta + \theta_a)} \sin \theta \\ y = \frac{L(1 + \sin \theta_a)}{1 - \cos(\theta + \theta_a)} \cos \theta \end{cases} \quad (1)$$

当 $\theta = \theta_d$ (θ_d 为聚光面定位角) 时, 截取后的 S-CPC 临界条件可表示为

$$\frac{L + l}{2} = \frac{L(1 + \sin \theta_a)}{1 - \cos(\theta_d + \theta_a)} \sin \theta_d, \quad (2)$$

$$d = \frac{L(1 + \sin \theta_a)}{1 - \cos(\theta_d + \theta_a)} \cos \theta_d, \quad (3)$$

式中: L 为面型截取前的吸收体长度; l 为面型截取后的吸收体长度; d 为截断距离。

$$\begin{cases} x = \frac{l[1 - \cos(\theta_d + \theta_a)]}{2(1 + \sin \theta_a) \sin \theta_d + \cos(\theta_d + \theta_a) - 1} \left[\frac{(1 + \sin \theta_a)}{1 - \cos(\theta_d + \theta_a)} \sin \theta - \frac{1}{2} \right] + \frac{l}{2} \\ y = \frac{l[1 - \cos(\theta_d + \theta_a)](1 + \sin \theta_a)}{2(1 + \sin \theta_a) \sin \theta_d + \cos(\theta_d + \theta_a) - 1} \left[\frac{\cos \theta}{1 - \cos(\theta_d + \theta_a)} - \frac{\cos \theta_d}{1 - \cos(\theta_d + \theta_a)} \right] \end{cases} \quad (4)$$

由于 CPC 左右面型对称, 因此式(4)只给出右侧面型参数形式。为了使到达光伏电池组件表面的光线更加均匀, θ 的取值范围应为 $[\theta_a, \theta_d]$ 。通过二分法进行计算, 采用 VC/C++ 编写程序寻求将曲面进行全等平面化的最优位置点坐标, 最后构建三维仿真模型。

2.2 太阳翼 TMS-CPC 聚光性能验证

绕地卫星在轨运行过程中, 地星向径距离远小于日星距离, 且卫星处于高真空环境中, 因此可对到达太阳翼表面的太阳光线进行平行化处理。本研究采用激光发射器 (MT168-12W) 进行光路追迹验证, 如图 3(a) 所示。在进行验证实验之前, 使用熔融沉积成型增材制造技术对式(4)中描述的太阳翼 TMS-CPC 进行

通过坐标轴平移变换, 将含参表达式代入, 整理可得截取后的 S-CPC 在坐标轴 $x'O'y'$ 中的参数表达式为

3D 模型打印。为了使测量数据更加可视化且提高实验精度, 在聚光器表面无缝贴合高反射率柔性反射膜和刻度尺。当激光透过水雾时, 丁达尔效应使得实验过程中的光线清晰可见。

在跟踪系统的驱动下, 卫星太阳翼的迎光面始终朝向太阳, 导致光线入射角较小。为了验证太阳翼 TMS-CPC 的聚光性能, 本文进行了模拟与实验, 分别考虑了 0° 、 1° 、 2° 和 3° 的光口入射角。图 3(b) 中呈现了光线到达电池板表面位置的模拟值、实验值以及平均绝对误差值。从图 3(b) 中可以发现, 太阳翼 TMS-CPC 聚光性能的模拟值与实验值趋于一致, 最大平均绝对误差为 1.49 mm, 最小平均绝对误差为 0.75 mm。

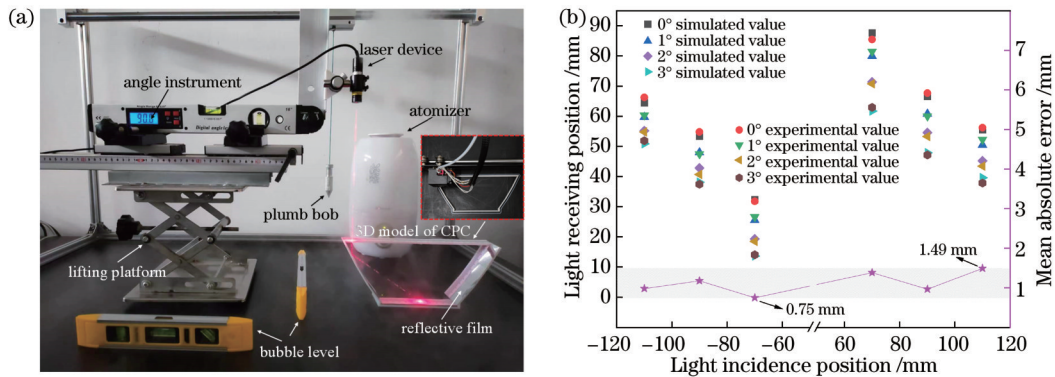


图 3 耦合 TMS-CPC 太阳翼聚光性能验证。(a) 太阳翼 TMS-CPC 激光实验; (b) 激光实验模拟与实验值

Fig. 3 Coupling TMS-CPC solar wing concentrating performance verification. (a) Solar wing TMS-CPC laser experiment; (b) simulation and experimental values of laser experiment

误差分析结果表明激光的发散角是主要误差因素, 随着光路距离的增加, 光线到达电池板表面的光斑增大, 导致读数误差增加, 进而降低了实验精度。其次, 高反射率柔性反射膜具有约 0.1 mm 的厚度, 这对经反射膜反射的激光光束到达电池板表面的位置产生了影响。同时, 3D 打印过程中存在一定程度的成型误差, 这进一步增大了实验数据读取的误差。值得注意的是, 通过分析发现, 各类误差源之间相互独立, 难以相互抵消, 因此可能会产生累积效应, 从而扩大了实验值与模拟值之间的误差。然而, 在这种情况下, 激光光束到达电池板表面位置的模拟值与实验值之间的误差仍在合理范围内, 这表明所构建的太阳翼 TMS-CPC

模型的合理性以及激光实验装置的可靠性。

2.3 太阳翼 TMS-CPC 光学效率

通过对 CPC 系统在不同角度入射光线下的光学效率进行仿真, 绘制出常规 S-CPC 与本文构建的太阳翼 TMS-CPC 的光学效率随光线入射角度的变化而呈现的变化趋势, 如图 4 所示。从图中可以观察到, 在接收半角范围内, 常规 S-CPC 的光学效率随入射光线角度的增大而逐渐递增, 当角度值接近接收半角时, 光线效率达到峰值 0.859。然而, 一旦光口入射光线角度超过其接收半角, 光线经聚光面反射后将全部从光口处逃逸, 电池板表面将不再捕获到任何光线, 此时 S-CPC 系统的光学效率骤降为 0。

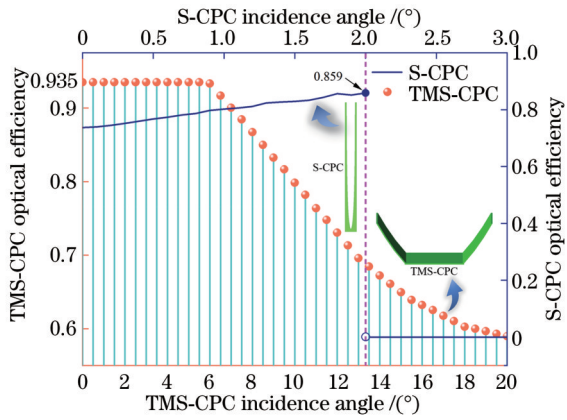


图 4 太阳翼 TMS-CPC 与 S-CPC 在不同入射光线下的光学效率
Fig. 4 Optical efficiency of solar wing TMS-CPC and S-CPC under different incident light

从图 4 中还可发现,随着太阳光线入射角度的增大,本文设计的太阳翼 TMS-CPC 系统的光学效率首先保持在 0.935(即使角度超过其接收半角),然后迅速下降。相较于光线入射角大于接收半角后 S-CPC 系统光学效率的骤降,太阳翼 TMS-CPC 系统则为光学效率提供了一个缓冲区间。在初始阶段,太阳翼 TMS-CPC 系统的光学效率急速下降,然而,随着光线入射角度的增大,下降速度逐渐减缓,这是因为太阳翼 TMS-CPC 系统扩大了可接收角范围,为卫星自适应

跟踪系统提供了足够的容错空间。因此,太阳翼 TMS-CPC 系统使得卫星能够实现非连续性跟踪,从而有利于节约能源并提高卫星系统的综合经济效益。同时,结果也表明了本文构建的太阳翼 TMS-CPC 在工作时不仅高效地会聚太阳辐射,还有效提升了对太阳辐射的捕获能力。

卫星在运行过程中采用了自动跟踪模式,这导致太阳光线在太阳翼 TMS-CPC 光口面的投影角度接近 0°。因此,本研究选用了接收半角为 2° 的太阳翼 TMS-CPC 系统,这已充分满足了卫星跟踪系统的误差要求。

3 太阳翼接收太阳辐射建模

日星距离、日地距离、卫星绕地运动而产生的日食现象等均会对太阳翼表面接收的太阳辐射产生影响。基于此,在辐射模型建模过程中,首先需要确定卫星实时位置、日星实时距离,最后基于锥形地影模型求解耦合 TMS-CPC 的太阳翼表面实际可接收的太阳辐射。

3.1 卫星实时位置及日星实时距离

在轨运行的卫星可视为绕地球做平面运动且地球的球心位于卫星运行轨道焦点上,如图 5(a)所示。在图 5(b)中,日星距离 L_{ss} 随着时间连续变化,在非阴影轨道区间, L_{ssa} 是卫星太阳翼接收太阳辐射的重要影响因素。

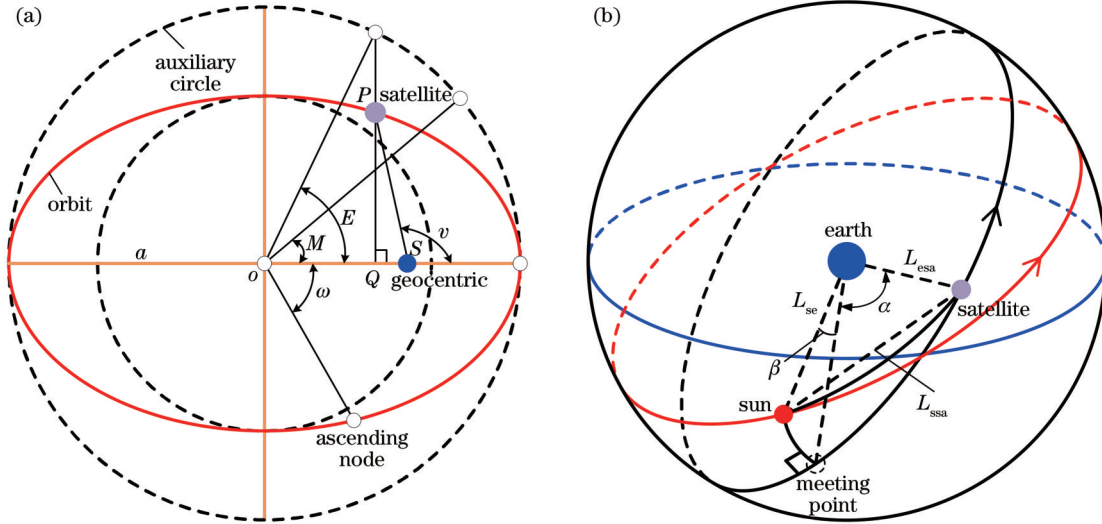


图 5 空间轨道示意图。(a)偏近点角 E 与真近点角 v 的关系;(b)太阳、地球、卫星三者之间的位置关系
Fig. 5 Schematic diagrams of space orbit. (a) Relationship between eccentricity anomaly E and true anomaly v ; (b) positional relationship among the sun, the earth, and the satellite

偏近点角 E 、平近点角 M 以及轨道偏心率满足开普勒方程^[21]:

$$E = M + e \sin E, \quad (5)$$

式中: e 为轨道偏心率。对于图 5(a) 中三角形 PSQ , 采用椭圆参数方程可确定卫星到地心的向径距离 $|SP|$ 为

$$|SP| = \sqrt{(c - a \cos E)^2 + b^2 \sin^2 E} = a(1 - e \cos E). \quad (6)$$

根据平面几何关系,从图 5(a) 中获得真近点角 v 与偏近点角 E 的关系式为

$$\begin{cases} \sin v = \frac{|PQ|}{|SP|} = \frac{b \sin E}{a - c \cos E} = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E}{1 - e \cos E} \\ \cos v = \frac{|SQ|}{|SP|} = \frac{c - a \cos E}{a - c \cos E} = \frac{e - \cos E}{1 - e \cos E} \end{cases} \quad (7)$$

通过牛顿迭代法编写程序并求解式(5)中偏近点角 E 的解析解,从而获取真近点角 v 和向径距离 $|SP|$,进而可以确定任意时刻卫星的实时位置。

图 5(b)中,太阳、地球、卫星三者可视为在同一个平面,基于三角形余弦定理,日地距离 L_{se} 、地星距离 L_{esa} 与日星实时距离 L_{ssa} 的函数关系式为

$$L_{ssa} = \sqrt{L_{se}^2 + L_{esa}^2 - 2L_{se}L_{esa} \cos \alpha \cos \beta}, \quad (8)$$

式中: α 为太阳在卫星轨道平面的投影位置与卫星位置的经度差; β 为太阳光线相对于轨道平面的夹角。式(8)中 β 与卫星表面辐射热流关系密切,是一个重要的热控设计轨道参数^[22],在考虑地球非球形摄动对轨道参数造成影响的前提下, β 计算式为

$$\sin \beta = \cos i \sin \delta + \sin i \cos \delta \sin \left\{ \alpha_n + \frac{1}{a} \sqrt{\frac{\mu}{a}} \times \left[-\frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{p} \right)^2 \cos i \right] - \alpha_s \right\}, \quad (9)$$

式中: δ 为太阳赤纬角; α_s 为太阳赤经角; μ 为引力常数, $\mu = 398600.5 \text{ km}^3/\text{s}^2$; R_e 为地球赤道半径, $R_e = 6378.14 \text{ km}$; J_2 为轨道摄动项, $J_2 = 1.08263 \times 10^{-3}$; p 为椭圆半通径; α_n 为卫星升交点赤经,为了方便计算,在计算过程中将其置为 0。太阳赤经角 α_s 及赤纬角 δ 的

计算表达式参考文献[23]。

式(8)中 α 可表示为

$$\alpha = \min(|k|, 360 - |k|), \quad (10)$$

式中: k 为中间变量,表达式如下:

$$k = \omega_0 + \frac{1}{a} \sqrt{\frac{\mu}{a}} \left[\frac{3}{4} J_2 (-1 + 5 \cos^2 i) \left(\frac{R_e}{p} \right) \right] + v - \arctan[\cos(i_{hc} - i) \tan \Theta], \quad (11)$$

式中: i 为轨道倾角; ω_0 为卫星轨道近地点幅角初值,在数值计算过程中将其置为 0; i_{hc} 为黄赤交角, Θ 为太阳真黄经,二者的表达式参考文献[23]。

基于椭圆公转轨道的日地距离 L_{se} 可表示为

$$L_{se} = \frac{a_E(1 - e_E^2)}{1 + e_E \cos v_E}, \quad (12)$$

式中: v_E 为地球公转真近点角,其计算方式同式(7); a_E 为公转轨道长半轴; e_E 为地球公转轨道偏心率,已知 L_{se} 、 L_{esa} 、 β 和 α ,通过式(8),日星在空间中的实时距离就可完全确定。

3.2 太阳翼接收的太阳辐射

太阳、地球、卫星之间的空间位置关系直接影响太阳翼接收的太阳辐射量,如图 6 所示。卫星处在日照区时,太阳翼完全暴露在太阳光线之下,太阳翼表面接收的太阳辐射只与日星距离有关;卫星进入半影区时,地球对卫星形成遮挡,太阳翼只能接收部分来自太阳的光线(卫星上的日偏食);当卫星处于地球本影时,地球完全遮挡太阳光线,卫星不能接收到太阳辐射(卫星上的日全食),只能依靠自身蓄电池中的电能维持正常运转。

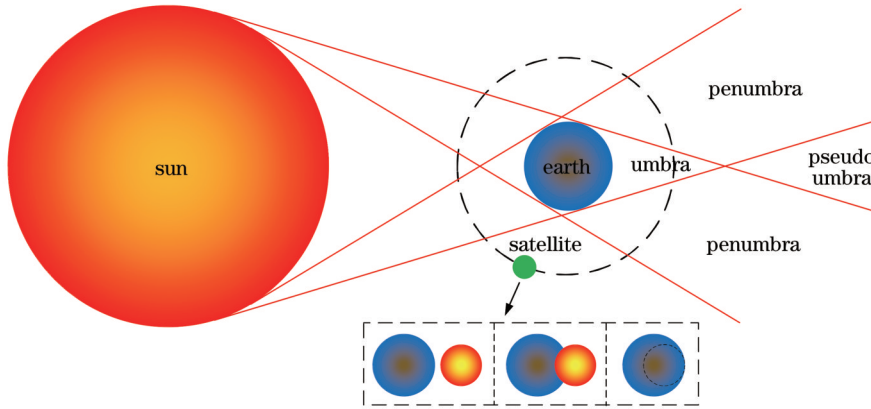


图 6 地球对太阳光线的遮挡效应

Fig. 6 Earth's shading effect on sun's rays

实际到达耦合 TMS-CPC 太阳翼表面的太阳辐射 S_{sa} 可表示为

$$S_{sa} = \frac{C_g v_e \eta S_c L_c^2}{L_{ssa}^2}, \quad (13)$$

式中: S_c 表示太阳常数, $S_c = 1367 \text{ W}/\text{m}^2$; L_c 表示日地平均距离, $L_c = 1.496 \times 10^8 \text{ km}$; C_g 为几何聚光比; η 为面型光学效率。地影因子 v_e 可基于影锥视半径方法进行

分析求解^[24],计算表达式如下:

$$v_e = \begin{cases} 1 & a_s + b_e < c_{se} \\ 1 - \frac{A}{\pi a_s^2} & a_s + b_e > c_{se} > |b_e - a_s| \\ 0 & a_s + b_e > c_{se}, c_{se} < |b_e - a_s| \end{cases}, \quad (14)$$

式中: a_s 为太阳视半径; b_e 为地球视半径; c_{se} 为地球中心与太阳的视距离; A 为太阳蚀区面积。至此就可以计

算出在太阳、地球、卫星相对运动的条件下，耦合 TMS-CPC 太阳翼实际可接收的太阳辐射能。

4 结果与讨论

4.1 验证辐射模型

针对典型常规中轨绕地卫星（长半轴 12000 km，轨道偏心率 0.05，轨道倾角 20°）太阳翼表面太阳辐射与受晒特征进行了理论数值计算与 STK (Satellite Tool Kit) 软件模拟，结果如图 7 与表 1 所示。该卫星的运转周期为 13082.3 s，从图 7 中可发现太阳辐照度曲线振荡了 6.5 圈。图 7 中表明电池板表面太阳辐照度计算值与模拟值的绝对误差在 0~0.08 W/m² 之间，平均绝对误差仅为 0.04 W/m²，同时在表 1 中也可发现三个区域中计算值与模拟值的平均绝对误差为 18.2 s，这表明本文所构建的卫星太阳翼实时接收太阳辐射模型具有可靠性、稳定性及适用性。

从图 7 中还可发现，由于地球远离近日点且靠近远日点，日地距离逐渐增大，太阳翼表面辐照度整体呈现下降趋势，由此可以看出日地实时距离对于太阳翼接收到的太阳辐照度具有决定性影响（距离越远辐照

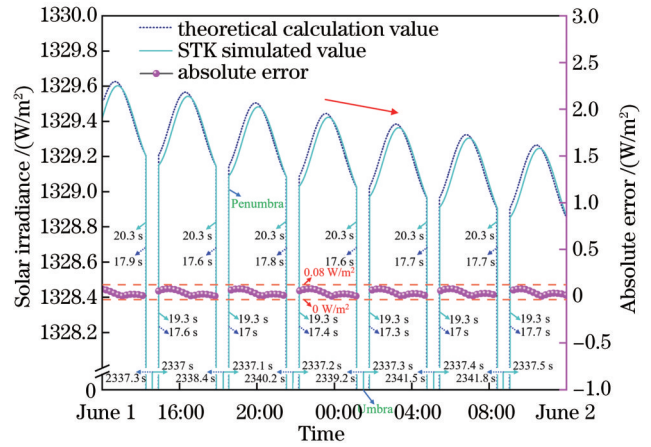


图 7 绕地卫星太阳翼表面接收太阳辐射模型验证
Fig. 7 Model verification of receiving of solar radiation by surface of solar wing of orbiting satellite

度越低，距离越近辐照度越高)。同时由于卫星绕地运动的影响，其太阳翼表面太阳辐照度呈现出明显的波动性以及周期性。从图 7 中可发现太阳辐照度有几处发生骤降现象，这是由卫星从日照区经半影区抵达本影区造成的，同理，骤升现象则是由于卫星从本影区经半影区进入到日照区造成的。

表 1 卫星 24 h 受晒特征

Table 1 Sun exposure characteristics of satellites within 24 h

Number	Area	Theoretical calculation	STK simulated	Absolute error /s
		value /s	value /s	
1	Penumbra	210.3	237.6	27.3
2	Umbra	14038.4	14023.5	14.9
3	Sunshine	72151.3	72138.9	12.4

4.2 太阳翼表面能流密度分析

耦合 TMS-CPC 的太阳翼电池板表面的能流密度分布情况和变化规律如图 8 所示。从图 8 中可以发现，在太阳光线垂直入射（入射角为 0°）时，由于聚光器面型结构对称，太阳光线经会聚后对称地到达电池板表面，因此电池板表面的能流密度对称分布在中轴线两侧。当太阳光线以接收半角内的角度（0°、1°、2°）入射时，能流密度的峰值随着入射角的增加而上升，但平均能流密度保持不变。这是因为从图 4 中可知，所构建的 TMS-CPC 具有较好的光学效率保持角，因此接收半角内光学效率相等。然而，即使光线入射角略大于接收半角（入射角为 5°），电池板表面的平均能流密度与接收半角内的近似相等，这为卫星跟踪系统提供了较大的容差空间，以满足跟踪误差的要求。

从图 8 中还可发现，高辐射区域随着入射角度的增加而向端部移动。出现这种现象的原因是：光线到达聚光器表面后反射角减小，导致反射光轨迹发生偏移，从而使高能辐射区域发生移动。此外，从图 8 中明显可以观察到，入射角为 10° 和 15° 时能流密度的峰值要小于其他入射角下的峰值，并且平均能流密度也较

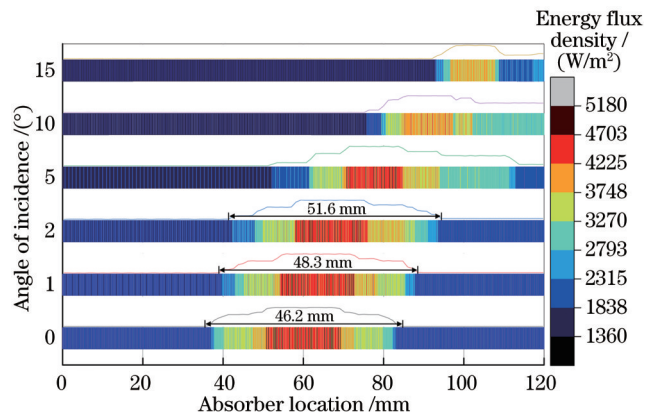


图 8 太阳翼表面能流密度分布随光线入射角的变化规律
Fig. 8 Variation law of energy flux density distribution on the surface of solar wing with light incident angle

小。根据图 4，入射角为 10° 和 15° 时面型结构的光学效率降低，部分光线在进入光口经过聚光器表面反射后逃逸，被电池板捕获的太阳光线相对较少，因此导致图 8 中的能流密度峰值和平均能流密度减小。

为了定量分析能流分布特征均匀性问题，根据文

献[25]阐述的方法计算并绘制了入射角为 0° 、 1° 、 2° 的光线到达电池板表面后的能流均匀性与角度之间的关系,如图9所示。从图9中可以发现,入射角越靠近接收半角,则电池板表面的能流分布均匀性越好,这是因为电池板表面的高辐射区域分布范围更广。从图8中可以看出入射角分别为 0° 、 1° 、 2° 时,电池板表面的高辐射区域的范围分别是46.2 mm、48.3 mm、51.6 mm,

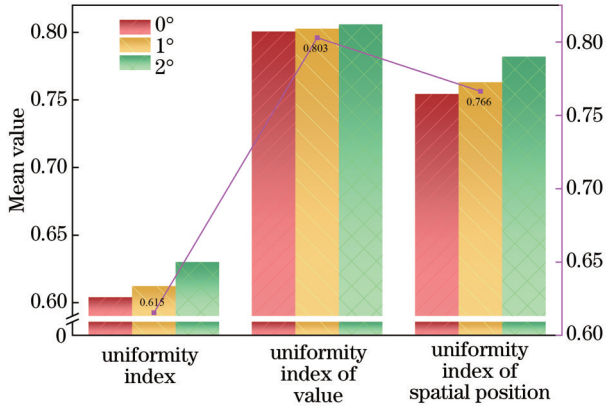


图9 接收半角内电池板表面能流均匀度

Fig. 9 Uniformity of energy flow on surface of battery panel in receiving half-angle

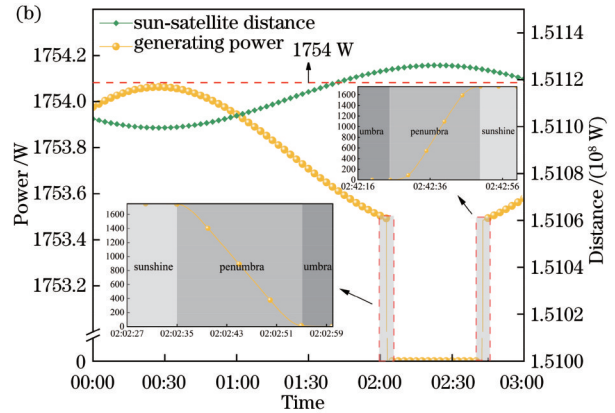
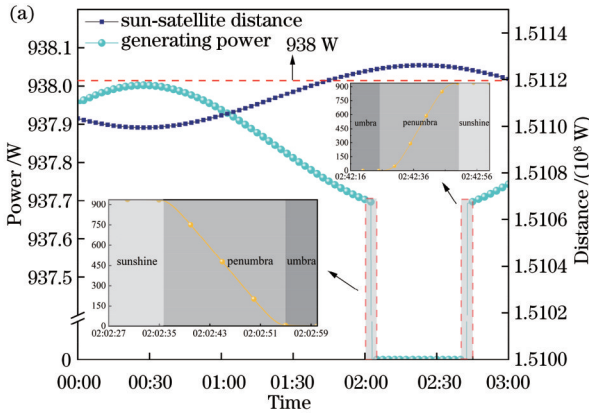


图10 卫星太阳翼发电功率。(a) 常规卫星太阳翼发电功率; (b) 耦合CPC太阳翼发电功率

Fig. 10 Generated power of satellite solar wing. (a) Generated power of conventional satellite solar wing; (b) generated power of coupling CPC solar wing

5 结 论

本文基于边缘光线原理构建了耦合TMS-CPC太阳翼模型,并综合考虑了日地距离、地星关系、地球遮挡以及空间辐射等因素,构建了太阳翼表面太阳辐照度随时间变化的模型。通过程序计算、模拟仿真和实验验证,深入研究了基于全等聚光面的太阳翼接收太阳辐射的特性,并得出以下结论:

1) 耦合TMS-CPC太阳翼模型的聚光性能分析得到的实验数据与模拟结果相吻合,这验证了太阳翼TMS-CPC模型的可靠性。

这有益于电池板表面能流密度的分布在空间上更加趋于一致,因此其表面能流密度均匀性更具优势。

4.3 太阳翼发电性能

针对典型微小卫星(单太阳翼帆板表面积 3.5 m^2),分析2022年5月12日00:00:00至3:00:00常规太阳翼和耦合TMS-CPC太阳翼发电量与日星距离的关系,如图10所示。由于耦合了优化后的CPC,单太阳翼发电功率峰值为1754 W,而常规单片太阳翼输出功率峰值为938 W,耦合优化后的CPC使得输出功率提升了约87%,这显然有利于节省能源成本,且为系统提供更好的能源保障。

此外,从图10中还可看出,日星距离变化趋势与发电功率变化趋势相反,从式(13)也可知,距离越远太阳翼表面接收到的辐照度越低,导致发电功率越低。由于耦合TMS-CPC太阳翼具有较好的光学效率保持角,即便太阳翼采用可有效节能的非连续跟踪模式在轨运行,或者运转过程中跟踪装置存在一定的偏差,太阳翼依然能够呈现出图10(b)所示的电功率输出曲线。而常规卫星太阳翼只能在连续跟踪模式且不存在跟踪偏差的条件下,才具有图10(a)所示的电功率输出曲线。因此本文构建的耦合TMS-CPC太阳翼具有稳定可靠、适用性强、经济高效等优秀特征。

2) 太阳翼TMS-CPC模型具有较好的光学效率保持角,其接收半角内电池表面平均能流密度均匀度达到了0.615。

3) 太阳翼辐射模型的计算值与模拟值的平均绝对误差仅为 0.04 W/m^2 ,卫星受晒特征的平均绝对误差为18.2 s。此外,在一个周期内的大部分时间,卫星处于日照区,可获得良好的日照条件。

4) 耦合TMS-CPC的太阳翼理论发电功率峰值相较于常规太阳翼提升了约87%,且发电功率变化趋势与日星距离变化趋势相反。

本文在研究过程中缺乏实际卫星测量数据,未考

虑非均匀辐射对光伏发电效率的影响,建模过程中将部分条件参数进行理想化处理。然而,在实际应用中,必须充分考虑卫星的实际工作情况。因此,今后将持续深入、全面地研究这个领域,以更准确地反映卫星的实际情况。

参 考 文 献

- [1] Li Y Y. Research on the development trend of renewable energy in low carbon environment[J]. *Journal of Applied Science and Engineering Innovation*, 2019, 6(1): 31-35.
- [2] Kannan N, Vakeesan D. Solar energy for future world: a review [J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2016, 62: 1092-1105.
- [3] 颜健, 刘永祥, 胡耀松, 等. 相同尺寸抛物/球面镜单元旋转阵列的碟式太阳能聚光器聚焦特性研究[J]. *光学学报*, 2022, 42(15): 1522002.
Yan J, Liu Y X, Hu Y S, et al. Focusing characteristics of dish solar concentrator formed by rotating array of parabolic/spherical mirrors with same size[J]. *Acta Optica Sinica*, 2022, 42(15): 1522002.
- [4] Paul D I. Application of compound parabolic concentrators to solar photovoltaic conversion: a comprehensive review[J]. *International Journal of Energy Research*, 2019, 43(9): 4003-4050.
- [5] Salgado-Tránsito I, Jiménez-González A E, Ramón-García M L, et al. Design of a novel CPC collector for the photodegradation of carbaryl pesticides as a function of the solar concentration ratio[J]. *Solar Energy*, 2015, 115: 537-551.
- [6] 吕伟中, 艾雄杰, 安兴才. 具有折射棱镜盖的圆桶式CPC聚光器研制与性能测试[J]. *太阳能学报*, 2020, 41(5): 63-69.
Lü W Z, Ai X J, An X C. Development and performance testing of cylindrical CPC concentrator with refractive prism cover[J]. *Acta Energetica Solaris Sinica*, 2020, 41(5): 63-69.
- [7] Winston R. Principles of solar concentrators of a novel design[J]. *Solar Energy*, 1974, 16(2): 89-95.
- [8] Winston R, Hinterberger H. Principles of cylindrical concentrators for solar energy[J]. *Solar Energy*, 1975, 17(4): 255-258.
- [9] Rabl A. Optical and thermal properties of compound parabolic concentrators[J]. *Solar Energy*, 1976, 18(6): 497-511.
- [10] Rabl A, Goodman N B, Winston R. Practical design considerations for CPC solar collectors[J]. *Solar Energy*, 1979, 22(4): 373-381.
- [11] Levi-Setti R, Park D A, Winston R. The conical cones of limulus as optimised light concentrators[J]. *Nature*, 1975, 253(5487): 115-116.
- [12] 尹鹏, 徐熙平, 姜肇国, 等. 扇形无漏光太阳能聚光器的设计方法[J]. *光学学报*, 2018, 38(2): 0208002.
Yin P, Xu X P, Jiang Z G, et al. Design method of fan-shaped ray-leakage-free solar concentrator[J]. *Acta Optica Sinica*, 2018, 38(2): 0208002.
- [13] 陈飞, 桂青华. 太阳能真空管作为吸收体的复合抛物聚光器的无间隙漏光损失研究[J]. *光学学报*, 2022, 42(2): 0208001.
Chen F, Gui Q H. Non-gap loss of compound parabolic concentrator with solar vacuum tube as absorber[J]. *Acta Optica Sinica*, 2022, 42(2): 0208001.
- [14] Xu J T, Chen F, Xia E T, et al. An optimization design method and optical performance analysis on multi-sectioned compound parabolic concentrator with cylindrical absorber[J]. *Energy*, 2020, 197: 117212.
- [15] Gelderloos C J, Assad C, Balcewicz P T, et al. Characterization testing of Hughes 702 solar array[C]// Conference Record of the Twenty-Eighth IEEE Photovoltaic Specialists Conference - 2000 (Cat. No. 00CH37036), September 15-22, 2000, Anchorage, AK, USA. New York: IEEE Press, 2002: 972-975.
- [16] Davis V A, Katz I, Leung P, et al. Spacecraft charging analysis of the Hughes 702 satellite[EB/OL]. [2023-08-21]. <https://articles.adsabs.harvard.edu/full/1998sect.conf..303D/0000303.000.html>.
- [17] Stribling R. Hughes 702 concentrator solar array[C]// Conference Record of the Twenty-Eighth IEEE Photovoltaic Specialists Conference - 2000 (Cat. No. 00CH37036), September 15-22, 2000, Anchorage, AK, USA. New York: IEEE Press, 2002: 25-29.
- [18] Zahl H A, Ziegler H K. Power sources for satellites and space vehicles[J]. *Solar Energy*, 1960, 4(1): 32-38.
- [19] Reddy M R. Space solar cells: tradeoff analysis[J]. *Solar Energy Materials and Solar Cells*, 2003, 77(2): 175-208.
- [20] 陈飞. 非成像太阳能聚光原理与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2021: 109-117.
Chen F. Principle and application of non-imaging solar concentrating[M]. Beijing: Science Press, 2021: 109-117.
- [21] Wu B S, Zhou Y X, Lim C W, et al. A new solution approach via analytical approximation of the elliptic Kepler equation[J]. *Acta Astronautica*, 2023, 202: 303-310.
- [22] Gilmore D G. Spacecraft thermal control handbook volume I : fundamental technologies[M]. 2nd ed. El Segundo: Aerospace Press, 2002.
- [23] Meeus J. Astronomical algorithms section edition[M]. North Chesterfield: Willmann-Bell Inc., 1998: 163-170.
- [24] 毛悦, 宋小勇, 贾小林, 等. 北斗导航卫星地影状态分析[J]. *测绘学报*, 2014, 43(4): 353-359.
Mao Y, Song X Y, Jia X L, et al. Earth eclipse status analysis of BeiDou navigation satellites[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2014, 43(4): 353-359.
- [25] 赵东鹏, 赵力, 邓帅, 等. 槽式集热器集热管外热流分布均匀性的量化评价方法[J]. *科学通报*, 2019, 64(4): 485-492.
Zhao D P, Zhao L, Deng S, et al. A quantitative evaluation method for uniformity of heat flux distribution in the parabolic trough collector[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2019, 64(4): 485-492.

Characteristics of Solar Radiation Reception by Solar Wing Based on Congruent Concentrating Surface

Zhao Haibo^{1,2}, Dai Xin^{1,2}, Chen Fei^{1,2*}

¹*Faculty of Chemical Engineering, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650500, Yunnan, China;*

²*Institute of Solar Energy Engineering, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650500, Yunnan, China*

Abstract

Objective The growing emphasis on renewable energy sources in sustainable societies is evident, indicating a shift towards cleaner energy solutions. Solar photovoltaic modules harness solar radiation to generate electricity and meet the power requirements for the normal operation of instruments and devices. Typically, there are two primary approaches to increasing electricity generation, including using high-efficiency solar panels and expanding the deployment areas of solar arrays. However, the former approach has limitations in improving efficiency, while the latter significantly increases the satellite launch cost. Non-imaging solar compound parabolic concentrators have caught considerable attention due to their efficient and stable operation, easy construction, and compatibility with satellite systems for reducing energy costs and improving the effective payload capacity of satellites. The utilization of solar concentrators in satellite systems enhances sunlight capture by solar wings, thus increasing energy output, reducing weight and volume, improving the stability and durability of solar panels, and expanding the application range of concentrators. Taking these advantages into account, we design a truncated compound planar concentrator for the operational characteristics of solar wings. Coupled with real-time sun-earth distance, earth-satellite space relationships, and solar radiation theory, a model for receiving solar radiation by solar wings is developed. The findings provide valuable insights for the structural design and optimization of solar wings.

Methods First, via carefully analyzing the shortcomings of traditional S-CPC systems, a TMS-CPC surface structure is designed based on the edge-ray tracing principle, and its three-dimensional geometry is modeled by software. Meanwhile, a scaled-down model is built using 3D printing technology to verify the focusing performance of the constructed TMS-CPC. In the ground laboratory, parallel lasers are employed to simulate sunlight and enable visual ray tracing of the coupled TMS-CPC system. This allows for observing and recording the concentration process and characteristics of TMS-CPC on "solar rays". Simultaneously, optical simulation software is adopted for ray tracing simulations, and the obtained experimental values are compared and analyzed against the simulated values to validate the model reliability. Secondly, by considering the spatial relationships among the sun, the earth, and the satellite, a real-time distance model is built. The solar radiation amount received by the solar wing can be calculated via spatial radiation theory. Simulations and analyses are conducted using the Satellite Tool Kit (STK) to study the characteristics of solar wing reception of solar radiation based on a congruent concentrating surface.

Results and Discussions During the laser validation experiment of the solar wing TMS-CPC, factors such as the laser divergence angle, high reflectivity of the flexible reflective membrane, and manufacturing errors associated with 3D printing all affect the experimental results. However, in this scenario, the simulated values of the concentrating performance of the solar wing TMS-CPC tend to align with the experimental values, with a maximum average absolute error of 1.49 mm and a minimum of 0.75 mm (Fig. 3). When the incident angle of the light exceeds 6°, optical efficiency decreases within the TMS-CPC system (Fig. 4). A comparison between the theoretical and simulation values of solar radiation on the solar wing, along with the satellite exposure characteristics, reveals an average absolute error of only 0.04 W/m² in the radiation model calculation values and 18.2 s in satellite exposure characteristics (Fig. 7 and Table 1). During variation analysis in energy flux density on the solar surface with different incident angles of sunlight, it is observed that in the constructed solar wing TMS-CPC system, when sunlight is incident vertically (at an angle of 0°), the energy flux density on the surface of the solar panels is symmetrically distributed on both sides of the central axis. However, when sunlight is incident at angles within the acceptance half-angle (0°, 1°, and 2°), the peak energy flux density increases with the rising incident angle, while the average energy flux density remains constant (Fig. 8). The closer distance of the incident angle to the acceptance half-angle leads to more uniform distribution of energy flux density on the solar panel surface (Fig. 9). Theoretical peak power generation with the solar wing TMS-CPC is approximately 87% higher than that of traditional solar wings. However, there is a reverse trend in power generation with variations in sun-satellite distance (Fig. 10).

Conclusions Our study is based on the edge-ray tracing principle to construct a truncated structure compound planar concentrator TMS-CPC, and incorporates real-time sun-earth distance calculations, earth-satellite spatial relationships, and solar radiation theory to build a model for solar radiation reception by solar wings. Laser experiment results show that the experimental data are in good agreement with the simulation results, thereby confirming the reliability of the built model. The solar wing TMS-CPC expands the acceptable angle range beyond that of the conventional S-CPC, providing sufficient error margin in satellite tracking systems. Significantly, within the acceptance half-angle range, the average uniformity index on the solar panel surface reaches 0.615, greatly enhancing its capability to capture solar radiation. During one orbital cycle, the satellite predominantly stays in the sunlit region, ensuring favorable conditions for photovoltaic components of the solar panels and guaranteeing the satellite's long-term stable operation. This reduces energy costs and enhances overall economic benefits for satellites. Numerical simulations of power generation from a single solar wing coupled with TMS-CPC, along with a comparative analysis against traditional solar wings, illustrate that the built model effectively enhances theoretical power generation.

Key words geometric optics; solar energy; compound parabolic concentrator; irradiance; solar wing; energy flux density