

DOI:10.3969/j.issn.1674-7135.2023.03.003

面向空间太阳能电站应用的超大规模天线阵列 模块尺寸与姿态偏差效应分析

朱博文¹,王 薪²,刘 冰¹,曹嘉琳¹,江 羿¹,侯欣宾³,董士伟⁴,陆明宇⁵

(1. 南京航空航天大学 电子信息工程学院,南京 211106;2. 重庆大学 电气工程学院,重庆 400044;

3. 中国空间技术研究院 钱学森空间技术实验室,北京 100094;4. 中国空间技术研究院西安分院,西安 710000;

5. 西佛吉尼亚大学 电气与计算机工程系,西佛吉尼亚州 25801,美国)

摘 要:空间太阳能电站微波能量传输需要具备超大规模的相控阵列波束形成和超高精度的波束指向控制能力。采用大尺寸的基本相控电单元能够缩减天线阵列规模和微波发射通道数目,从而显著降低微波能量发射系统的构造和组装成本。然而,相控单元的尺寸越大,对天线模块的结构刚性和姿态控制精度要求越高。基于天线阵列的结构化构型设计,提出超大规模回复反射阵列的结构模块和相控电单元的尺寸分析模型,推导得到结构模块姿态偏差、电单元尺寸要求和能量传输效率的近似关系及其解析表达式,可供作为空间太阳能电站微波传能天线阵列及其波束控制方案设计的参考依据。

关键词:微波能量传输;无线能量传输;空间太阳能电站;天线模块姿态;回复反射天线阵列

中图分类号:TN015;V443

文献标志码:A

文章编号:1674-7135(2023)03-0013-06

Effect analysis of module size and attitude of very large antenna array in space solar power station applications

ZHU Bowen¹,WANG Xin²,LIU Bing¹,CAO Jialin¹,JIANG Yi¹,HOU Xinbin³,DONG Shiwei⁴,LU Mingyu⁵

(1. College of Electronic and Information Engineering,Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,Nanjing 211106,China;

2. School of Electrical Engineering,Chongqing University,Chongqing 400044,China;

3. Qian Xuesen Laboratory of Space Technology,China Academy of Space Technology,Beijing 100094,China;

4. China Academy of Space Technology(Xi'an),Xi'an 710000,China;

5. West Virginia University Institute of Technology,Beckley,West Virginia 25801,USA)

Abstract:In space solar power applications, solar power on the order of gigawatt is harvested by satellites over the earth's geostationary orbit and then transmitted to the earth wirelessly via a narrow microwave beam. A large antenna array with an aperture size on the order of 1 kilometer is required to construct the narrow microwave beam aiming at a designated ground station on the earth precisely. The design and practical implementation of such a large antenna array in outer space involve unprecedented engineering problems. For instance, the antenna array must be assembled in outer space using modules fabricated on the earth. In this paper, an analytical model is formulated to estimate the power transmission efficiency of the large antenna array for space solar power applications. The impact of various practical parameters on the power transmission efficiency could be visualized readily from the analytical model. As one example,

收稿日期:2023-02-02; 修回日期:2023-04-14

基金项目:民用航天技术预先研究项目(编号:D010103);国家自然科学基金(编号:61871220)

引用格式:朱博文,王薪,刘冰,等. 面向空间太阳能电站应用的超大规模天线阵列模块尺寸与姿态偏差效应分析[J]. 空间电子技术,2023,20(3):13-18. ZHU B W,WANG X,LIU B,et al. Effect analysis of module size and attitude of very large antenna array in space solar power station applications[J]. Space Electronic Technology, 2023,20(3):13-18.

each module's physical attitude may deviate from the ideal status during the assembly, and the relationship between the modules' physical status and power transmission efficiency is characterized analytically in this paper. Based on the analytical model of this paper, systematic research efforts are being conducted on the antenna array for space solar power applications.

Key words: microwave power transmission; wireless power transmission; space solar power station; antenna module attitude; retro-reflective antenna array

0 引言

微波能量传输是空间太阳能电站的核心技术之一,该技术采用微波频段的电磁波束进行无线能量传输,以实现空间电站到地面的能量输送^[1-6]。根据目前的典型方案设计^[7-8],空间电站位于地球静止同步轨道(geosynchronous orbit, GSO),能量传输距离约为 36 000 km,地面能量接收天线直径约为 5 km。为实现高效、安全的能量传输,需要能量发射天线尺寸达到 km 量级,形成不超过 0.005° 的极窄波束,并以极高的精度指向地面接收端。如果要求功率载波波束中心到达地面的偏差不得超过接收天线直径的 5%,则需要发射端对该波束的指向控制精度达到 0.0005° 。由于空间电站受到各种扰动影响,不可能保证完全静止,能量发射天线的对地相对位置和姿态上任何微小扰动都可能导致波束方向误差超出上限,需要进行实时的指向调整。同时,微波能量发射天线尺寸巨大,需要划分为许多天线结构模块进行在轨组装而成,组装误差导致的结构模块姿态和相对位置偏差也会对波束形成的质量和指向精度造成影响^[9-12]。因此,如何实现超大规模的波束形成和超高精度的波束指向控制是空间太阳能电站系统实现的一个重大技术挑战。

为了实现空间太阳能电站应用中的超高精度微波波束控制,必须同时使用机械调控和电调控两种方式。采用传统的卫星姿态控制技术,可以通过机械调控方式大致保证微波能量发射天线口面的法向方向指向地球,但难以精准控制 0.005° 宽度的微波波束。在机械调控的基础上,可以利用电调控的方式达到优于 0.0005° 的指向精度。电调控方式一般基于相控阵天线技术,通过调整天线单元的馈电相位实现波束指向控制。通过电调控方式实现高精度波束指向控制有多种解决方案。最直接的方案是接收端将接收到的功率强度数值发送给发射端,然后发射端调整相控阵的馈电相位使得接收端接收到的功率最大化。这本质上是一种传统的、

基于通信的闭环控制系统。理论上,采取这种方案可以达到最优效果,从而保证波束精确的指向接收端。实际上,该方案的实施依赖于对大量数据进行实时分析处理,导致系统的复杂度和运行成本极高,难以实现波束的快速高效调整。更为实用的方案是基于导引信号的反向波束控制,即能量接收端先发送一个导引信号至能量发射端,发射端通过导引信号分析结果调整馈电相位,使得波束方向与导引信号来波方向相反,从而准确指向接收区域^[13-14]。在反向波束控制中,导引信号收发独立于功率波束,是一个开环控制系统,其复杂度远低于基于通信的闭环控制系统,实际应用中更适合于波束传播方向的实时自动控制。

按照工作原理,反向波束控制的实现方案可以分为两种类型。一种是基于来波方向检测的软件化波束方向回溯控制方案,导引信号分析的目的在于计算获得传能接收端的方位,即导引信号的来波方向,然后在来波方向上做波束形成,实现反向波束。另一种是基于共轭相位馈电的方向回溯控制方案,即每一个能量发射天线单元对应一个导引信号接收单元,分析各个接收单元接收到的导引信号的相对相位,能量发射天线单元根据导引信号接收单元接收到的相位,采用共轭馈电,即可自动形成指向能量接收端的功率波束。对于以高效率无线能量传输为目标的应用,收发端的距离通常不满足远场条件,来波方向检测控制方案需要进行有针对性的修正,而基于共轭相位馈电方案原理仍然适用。近场条件下,由于没有波束方向的严格定义,基于共轭相位馈电的反向波束控制也称为“回复反射”波束控制^[14]。与来波方向检测控制相比,回复反射波束控制对导引信号分析的算法相对简单可靠,能够达到开环控制条件下最优的能量传输效率。但回复反射波束控制要求每个能量发射通道(包括天线和电路)配置一个相应的导引信号接收通道,导引信号接收分析系统硬件成本较高,天线系统设计相对复杂。

为了降低反向波束控制的复杂度和成本,同时考虑到天线系统的在轨组装的可行性,空间太阳能电站的微波能量发射系统可采用模块化构型设计,结构模块内的相控阵采用来波方向检测方法调控其生成的子波束的指向,结构模块之间通过回复反射方法确定相控阵的基准馈电相位,确保各个模块形成的功率子波束到达地面接收端时同相叠加,达到最优传输效率。该模块化构型设计的两个关键参数是结构模块和相控单元的尺寸。采用大尺寸的结构模块和相控单元,能够缩减天线阵列通道数目,降低系统成本。然而,结构模块的尺寸越大,对其结构刚性和姿态控制精度要求越高。相控单元的主瓣宽度则决定了最终功率波束指向的相控可调节范围,同时也决定了系统能够容忍的结构模块姿态偏差角度。本文基于上述模块化构型设计,提出超大规模回复反射阵列的结构模块和相控天线单元尺寸分析模型,推导给出天线结构模块姿态控制精度、刚性尺寸要求和能量传输效率的近似关系及其解析表达式,为空间太阳能电站微波传能天线阵列及其波束控制方案提供设计依据。

1 天线系统模块化构型

如图1所示为本文考虑的空间电站微波能量发射天线系统模块化构型示意图。为便于分析,假设该构型设计具有如下特征:

1) 天线系统采用平面阵列形式,阵列单元为微带平面天线。所有天线安装于一个发射口径基准平面上。理想情况下,发射口面基准平面的朝向(即法向方向的指向)为正对地面接收端。实际情况中,发射口面基准平面的朝向会偏离理想朝向一个角度,记为 $\delta_{\text{基准}}$ 。通过传统的卫星姿态控制技术,可以利用机械调控方式保证 $\delta_{\text{基准}}$ 在一个小范围内变化。 $\delta_{\text{基准}}$ 的上限取决于空间电站姿态的机械调控精度。

2) 平面天线阵列整体划分为若干个天线结构模块。天线结构模块作为天线系统在轨组装的基本单元,是一个无内部形变的刚性平面结构,即假设结构模块的内部形变大小及其对波束形成和控制的影响可忽略。由于在轨组装误差的存在,结构模块的朝向与发射口径基准平面的朝向不是严格一致的。可定义结构模块朝向组装偏差为结构模块朝向与发射口径基准平面朝向的夹角,记为 $\delta_{\text{组装}}$ 。显然, $\delta_{\text{组装}}$ 取决于在轨组装精度。

3) 每个天线结构模块包含若干个相控电单元。相控电单元为辐射方向图不可改变的定向天线(例如,固定馈电网络的微带阵列天线),即每个电单元对应一个独立的馈电相位,并认为其方向图主瓣方向固定为其几何法向方向。结构模块内的多个电单元组成一个相控子阵列,通过导引信号来波方向检测方法调控其生成的子波束指向。

4) 各个结构模块通过调整其相控子阵列的基准馈电相位,使得所有子波束同相叠加形成精确指向地面接收端的功率波束。相控子阵列的基准馈电相位由回复反射方法确定,即结构模块接收到的导引信号相位的共轭。

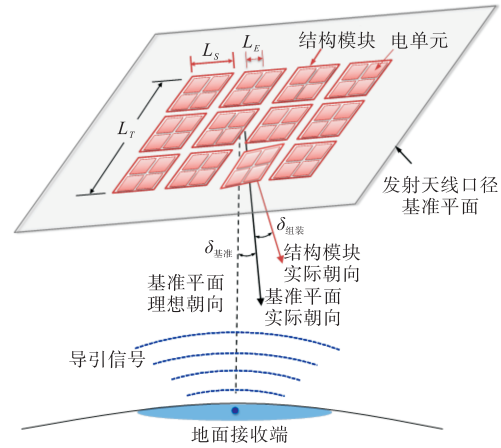


图1 微波能量发射天线系统模块化构型设计示意图

Fig. 1 Modular architecture of the microwave power transmission antenna system

为简化分析,假设整体发射天线阵列、结构模块以及电单元均为正方形,发射天线阵列总体尺寸边长 L_T (典型值为1 km),结构模块边长 L_S ,相控电单元边长为 L_E 。在确保能量传输效率的前提下, L_S 和 L_E 的选取受到微波能量传输系统建构成本和结构模块姿态偏差等因素影响。以下分析 L_S 和 L_E 以及结构模块的姿态控制精度之间的近似关系,以得出 L_S 和 L_E 的设计依据。

2 模块尺寸与姿态效应分析

电单元的尺寸 L_E 与电单元的辐射波束宽度直接相关。由于电单元为辐射方向图不可改变的定向天线,其波束宽度决定了最终功率波束指向的可调节范围,同时也决定了系统能够容许的电单元姿态偏差角度。结构模块被认为是包含多个电单元的刚性平面,电单元的姿态偏差角度就是结构模块的姿态偏差角度。如图2所示,定义姿态偏差角度

为结构模块实际朝向(法向方向的指向)与理想朝向(指向地面接收端的方向)的夹角,记为 $\delta_{\text{姿态}}$ 。该偏差角度包含了之前定义的基准面姿态偏差 $\delta_{\text{基准}}$ 和模块朝向组装偏差 $\delta_{\text{组装}}$ 的贡献。具体到单个结构模块而言, $\delta_{\text{姿态}}$ 的最大值为 $(\delta_{\text{基准}} + \delta_{\text{组装}})$ 。需要指出,对于不同的结构模块包含的 $\delta_{\text{基准}}$ 相同,但 $\delta_{\text{组装}}$ 各不相同,因此不同结构模块的 $\delta_{\text{姿态}}$ 也各不相同。假若所有结构模块的 $\delta_{\text{姿态}}$ 均达到或超过电单元半功率波束宽度的一半,通过反向波束控制虽然能将功率波束指向调整回到理想指向(地面接收端所在方向),但所能达到的最佳传输效率将下降至理想情况下的一半以下。换言之,结构模块姿态偏差 $\delta_{\text{姿态}}$ 导致的效率损失无法通过相控方法得到纠正或者补偿。将电单元辐射半功率波束宽度记为 $(BW_{0.5})_E$,高效率要求的无线传能系统能够容许的姿态偏差必须满足 $\delta_{\text{姿态}} \ll (BW_{0.5})_E/2$ 。 $(BW_{0.5})_E$ 与电单元的尺寸 L_E 的近似关系可推导如下。其中假设结构模块的拼接对电单元方向图的影响可忽略,即所有电单元具有相同的方向图。

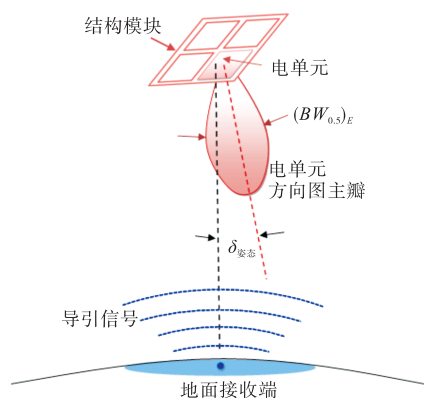


图2 结构模块姿态偏差与电单元方向图主瓣宽度示意图
Fig. 2 Illustration of attitude deviation of structure module and beamwidth of electric element

首先,根据天线基本原理,天线增益与口径的关系如式(1)所列。

$$G = \frac{4\pi A_{\text{eff}}}{\lambda^2} = \frac{4\pi A_p \varepsilon_{\text{ap}}}{\lambda^2} \quad (1)$$

式(1)中 A_{eff} 为天线有效面积, A_p 为天线物理面积, ε_{ap} 为口径效率。在空间电站应用中,电单元辐射主瓣很窄,且基本位于电单元口面的法向方向。根据文献[15],主瓣增益 G_0 和主瓣的半功率波束宽度 $BW_{0.5}$ (角度)之间满足近似关系,如式(2)所列。

$$G_0 \approx \frac{41253\eta}{(BW_{0.5})^2} \quad (2)$$

式(2)中 η 为天线效率。在式(1)中取主瓣方向的增益,并与式(2)联系可得式(3)。

$$BW_{0.5} \approx \sqrt{\frac{41253\eta\lambda^2}{4\pi A_p \varepsilon_{\text{ap}}}} \approx 57.3\lambda \sqrt{\frac{\eta}{\varepsilon_{\text{ap}} A_p}} \text{ (角度)} \quad (3)$$

考虑5.8 GHz的功率波束, $\lambda = 0.0517 \text{ m}$,同时假设天线主瓣方向有效面积 A_{eff} 近似等于天线物理面积 A_p (即假设主瓣方向的口径效率 ε_{ap} 为1),并且假设 η 也近似为1,式(3)变为式(4)。

$$BW_{0.5} \approx \frac{3}{\sqrt{A_p}} \text{ (角度)} \quad (4)$$

对于电单元, $A_p = (L_E)^2$,其半功率波束宽度可以近似为如式(5)所列。

$$(BW_{0.5})_E \approx \frac{3}{L_E} \text{ (角度)} \quad (5)$$

对于单个结构模块, $A_p = (L_S)^2$,其相控形成的方向可调子波束的半功率宽度可近似为如式(6)所列

$$(BW_{0.5})_S \approx \frac{3}{L_S} \text{ (角度)} \quad (6)$$

对于整体发射天线阵列, $A_p = (L_T)^2$,由于 L_T 为公里级别,收发距离(同步轨道高度)在5.8 GHz条件下不满足远场条件,因此上述波束宽度的计算式严格来说不能用于计算发射天线阵列总体形成的波束宽度。但作为一个较为粗略的估计方式,最终形成的波束宽度可以大致估算为如式(7)所列。

$$(BW_{0.5})_T \approx \frac{3}{L_T} \text{ (角度)} \quad (7)$$

典型地, $L_T = 1 \text{ km}$, $(BW_{0.5})_T \approx 0.003^\circ$,覆盖地面1.9 km,基本符合预期。

从能量传输应用的实际要求出发,系统能够容许的姿态偏差导致的传输效率损失应当远小于50%。若限定 $\delta_{\text{姿态}}$ 导致的传输效率损失比例小于某阈值 α ,则最严格的要求如式(8)所列。

$$\delta_{\text{姿态}} < \frac{(BW_{1-\alpha})_E}{2} \quad (8)$$

式(8)中 $(BW_{1-\alpha})_E$ 代表电单元归一化辐射功率密度大于 $(1-\alpha)$ 的波束宽度。对于空间电站的应用,需要选择高增益大尺寸的电单元以减少电单元数目。因此可认为电单元辐射主瓣波束较窄,其功率方向图可近似为 $\cos^n \theta$,其中 θ 为偏离主瓣中心方向的角度。 n 越大,波束越窄。当 θ (弧度)很小时,近似取 $\cos^n \theta \approx 1 - (n/2)\theta^2$,得到 $(BW_{1-\alpha})_E$ 的近似计算式如式(9)所列。

$$(BW_{1-\alpha})_E \approx \sqrt{\frac{2\alpha}{n}} \text{ (弧度)} \quad (9)$$

基于式(9)可得 $(1-\alpha)$ 功率波束宽度与半功率波束宽度近似关系,如式(10)所列。

$$\frac{(BW_{1-\alpha})_E}{(BW_{0.5})_E} \approx \sqrt{2\alpha} \quad (10)$$

注意该波束宽度比值与 n 无关,可以是弧度比值,也可以是角度比值。将式(10)带入式(8),并应用式(5),可得到给定传输效率损失容限 α 时,结构模块姿态偏差应满足的条件,如式(11)所列。

$$\delta_{\text{姿态}} < \sqrt{\frac{\alpha}{2}} (BW_{0.5})_E \approx \frac{2\sqrt{\alpha}}{L_E} (\text{角度}) \quad (11)$$

反之,若已知发射口径基准面姿态控制精度 $(\delta_{\text{基准}})_{\text{max}}$ 和结构模块组装精度 $(\delta_{\text{组装}})_{\text{max}}$,结构模块姿态控制精度为 $(\delta_{\text{姿态}})_{\text{max}} = (\delta_{\text{基准}})_{\text{max}} + (\delta_{\text{组装}})_{\text{max}}$,由式(11)中 L_E 的选取需满足如式(12)所列。

$$L_E < \frac{2\sqrt{\alpha}}{(\delta_{\text{姿态}})_{\text{max}}} \quad (12)$$

微波能量发射的馈电通道数可以估算为 $(L_T/L_E) \times (L_T/L_E)$,从系统成本角度,电单元尺寸应当尽可能大,以减少馈电通道数。式(12)给出了电单元尺寸最大值 $(L_E)_{\text{max}}$ 的估算。不同传输效率损失容限 α 条件下, $(\delta_{\text{姿态}})_{\text{max}}$ 与 $(L_E)_{\text{max}}$ 的关系如图3所示。

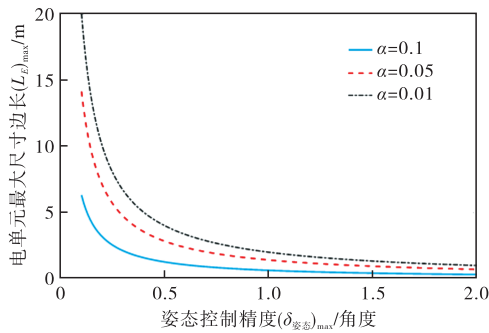


图3 结构模块姿态控制精度与电单元最大尺寸的关系

Fig.3 Relation between the control accuracy of structure module and the maximum size of electric module

结构模块包含多个电单元,其尺寸 (L_S) 取决于相控子阵的规模(单元数),一般应远大于电单元尺寸 (L_E) 。若一个结构模块内相控阵包含 $N \times N$ 个电单元,则近似有 $L_S \approx NL_E$ 。 N 的选取受结构模块的刚性特性影响。即 N 的选取应使得尺寸边长为 NL_E 的结构模块的内部变形远小于 $(\delta_{\text{姿态}})_{\text{max}}$ 。根据图3所示,当 $\alpha=0.05$, $N=8$ 时,几种典型情况为:

1)若 $(\delta_{\text{姿态}})_{\text{max}}=0.1$ 度,电单元尺寸最大可取约4.5 m,结构模块尺寸为36 m(内部变形远小于0.1度),馈电通道数约为 $222 \times 222 = 49284$ 。

2)若 $(\delta_{\text{姿态}})_{\text{max}}=0.5$ 度,电单元尺寸最大可取约0.9 m,结构模块尺寸为7.2 m(内部变形远小于0.5度),馈电通道数约为 $1111 \times 1111 = 1234321$ 。

3)若 $(\delta_{\text{姿态}})_{\text{max}}=1$ 度,电单元尺寸最大可取约0.45 m,结构模块尺寸为3.6 m(内部变形远小于1度),馈电通道数约为 $2222 \times 2222 = 4937284$ 。

可见,提高结构模块的姿态控制精度能够显著减少馈电通道数,然而,馈电通道数目的减少并不意味着姿态控制要达到更高的精度,还要求更大尺寸的刚性结构模块,以及更高精度的来波方向测量和子波束指向控制。

3 结论

本文面向空间太阳能电站,基于微波能量传输天线系统的结构化构型设计,提出超大规模回复反射阵列的结构模块和相控电单元的尺寸分析模型。在此基础上,推导得到结构模块姿态偏差、电单元尺寸要求和能量传输效率的近似关系及其解析表达式。根据该近似关系,给定传输效率损失容限时,结构模块姿态控制精度和电单元最大尺寸之间存在简单的反比关系。通过本文给出的解析表达式,能够方便地根据结构模块姿态控制精度和刚性尺寸等机械性能确定电单元和结构模块的尺寸范围,模型和分析结果可以作为大型微波传能天线阵列及其波束控制方案的设计参考。

参考文献:

- [1] GLASER P E. Power from the Sun: Its future [J]. Science, 1968, 162(3856): 857-861.
- [2] STRASSNER B, CHANG K. Microwave power transmission: Historical milestones and system components [J]. Proceedings of the IEEE, 2013, 101(6): 1379-1396.
- [3] RODENBECK C T, JAFFE P I, STRASSNER II B H, et al. Microwave and millimeter wave power beaming [J]. IEEE Journal of Microwaves, 2021, 1(1): 229-259.
- [4] SHINOHARA N. History and innovation of wireless power transfer via microwaves [J]. IEEE Journal of Microwaves, 2021, 1(1): 218-228.
- [5] BARASKAR A, YOSHIMURA Y, NAGASAKI S, et al. Space solar power satellite for the Moon and Mars mission [J]. Journal of Space Safety Engineering, 2022, 9(1): 96-105.
- [6] 杨士中. 微波功率传输的研究 [J]. 空间电子技术, 2018, 15(2): 1-7.
- [7] DONG Y Z, DONG S W, WANG Y, et al. Preliminary re-

- sults and analysis of microwave power transmission system for SSPS[C]//2021 IEEE International Workshop on Electromagnetics: Applications and Student Innovation Competition (iWEM), 2022:1-3.
- [8] URSI SPS 国际委员会工作组, 侯欣宾. 太阳能发电卫星白皮书: URSI SPS 国际委员会工作组报告[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2013.
- [9] 侯欣宾, 王薪, 王立, 等. 空间太阳能电站反向波束控制仿真分析[J]. 宇航学报, 2016, 37(7): 887-894.
- [10] LIU Y L, WU S N, RADICE G, et al. Gravity-gradient effects on flexible solar power satellites [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 41(3): 777-782.
- [11] LI Q J, SUN T T, LI J H, et al. Gravity-gradient-induced transverse deformations and vibrations of a Sun-facing beam[J]. AIAA Journal, 2019, 57(12): 5491-5502.
- [12] ZHANG K M, WU S N, WU Z G. Effect analysis of gravity gradient on attitude-elastic motion of a solar power satellite[J]. AIAA Journal, 2022, 60(10): 6041-6048.
- [13] 董士伟, 侯欣宾, 王薪. 空间太阳能电站微波能量反向波束控制技术[J]. 中国空间科学技术, 2022, 42(5): 91-102.
- [14] WANG X, RUAN B D, LU M Y. Retro-directive beamforming versus retro-reflective beamforming with applications in wireless power transmission[J]. Progress in Electromagnetics Research, 2016, 157: 79-91.
- [15] BALANIS C A. Antenna theory: Analysis and design[M]. 3rd ed. Hoboken, NJ: John Wiley, 2005.

作者简介: 朱博文(1999—), 上海人, 硕士。主要研究方向为无线能量传输。E-mail: 1148664404@qq.com

通讯作者: 王薪(1976—), 江苏丹阳人, 博士, 教授。主要研究方向为微波无线能量传输技术。E-mail: wang.x@cqu.edu.cn

版 权 声 明

凡稿件被本刊录用, 即视为作者同意将该论文的复制权、发行权、信息网络传播权、翻译权、汇编权等权利在全世界范围内转让给本刊。本刊已许可中文科技期刊数据库(维普)、万方数据数字化期刊群和中国知网(中国学术期刊(光盘版)电子杂志社)等在其各自的系列数据库产品中以数字化方式复制、汇编、发行及在信息网络传播本刊全文。作者著作权使用费和稿酬一并支付(即包括印刷版、光盘版和网络版各种使用方式的报酬)。如作者对本声明持有异议, 请在投稿时说明。

本刊编辑部