

文章编号 1004-924X(2026)14-2204-13

星载 SAR 天线展开冲击特性及抑制方法

艾晨光^{1*}, 陈科利², 吴 健¹, 王 能¹

(1. 中国科学院 空天信息创新研究院, 北京 100190;

2. 中国科学院 沈阳自动化研究所, 辽宁 沈阳 110016)

摘要:针对星载可展开合成孔径雷达平板天线采用蜗卷弹簧作为驱动源时,展开到位末端冲击载荷过大导致星体平台失稳及影响天线展开精度的问题,提出了抑制天线到位冲击的方法并开展了相关实验验证。首先,建立蜗卷弹簧驱动的天线展开动力学模型,推导出展开到位冲击转矩与末端角速度的线性关系;接着,提出在展开驱动铰链轴向引入黏性阻尼器的抑制冲击方案,并通过动力学仿真与实验进行验证。然后,提出了天线展开到位冲击转矩和展开指向误差的测量方法,开展有、无阻尼器两种工况下的展开冲击转矩测试和展开指向精度测试。最后,通过实验数据,推导出天线展开到位冲击与角速度的线性关系,提出了天线在轨展开冲击的估算方法。实验结果表明:引入阻尼后,天线展开到位冲击转矩降低 92.8%;天线展开指向精度由最大偏差 26 角秒降低至 12 角秒,重复精度由 36 角秒提升至 15 角秒。验证了在天线展开驱动铰链加装阻尼器的方案可有效抑制展开到位冲击并提升天线展开精度。

关键词:星载 SAR;可展开天线;展开冲击抑制;冲击载荷测量;指向精度测量

中图分类号:V443 **文献标识码:**A

doi:10.37188/OPE.20263414.2204

CSTR:32169.14.OPE.20263414.2204

Experimental study on deployment impact characteristics and suppression method of spaceborne SAR antenna

AI Chenguang^{1*}, CHEN Keli², WU Jian¹, WANG Neng¹

(1. Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110016, China)

* Corresponding author, E-mail: aicg@aircas.ac.cn

Abstract: To address the problem that excessive impact load at the end of deployment, caused by using a spiral spring as the driving source in a spaceborne deployable planar synthetic aperture radar (SAR) antenna, led to spacecraft instability and degraded antenna deployment accuracy, a suppression approach was proposed and experimentally validated. First, a deployment dynamics model driven by a spiral spring was established, and the linear relationship between the impact torque at deployment completion and the terminal angular velocity was derived. Then, a viscous damper was introduced along the axis of the deployment driving hinge to suppress the impact, and its effectiveness was verified through dynamic simulations and experiments. Subsequently, measurement methods for the deployment impact torque and pointing error were proposed, and comparative tests under both damped and undamped conditions were carried out to

收稿日期:2026-05-07;修订日期:2026-06-17.

基金项目:中国科学院空天信息创新研究院项目(No. E1H31603)

evaluate the deployment impact torque and pointing accuracy. Finally, based on experimental data, the linear relationship between deployment impact and angular velocity was further obtained, and an on-orbit impact estimation method was proposed. The experimental results show that, after introducing the damper, the deployment impact torque is reduced by 92.8%. Meanwhile, the maximum pointing error decreases from 26 arcsec to 12 arcsec, and the repeatability improves from 36 arcsec to 15 arcsec. These results demonstrate that installing a viscous damper in the deployment driving hinge can effectively suppress deployment impact and improve antenna deployment accuracy.

Key words: spaceborne SAR; deployable antenna; deployment impact suppression; impact load measurement; pointing accuracy measurement

1 引 言

星载合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)作为一种以卫星为平台的主动微波遥感手段,具备全天时、全天候以及全球观测成像的能力,在军事侦察、自然灾害监测等领域发挥着重要作用。近年来,随着商业航天与“一箭多星”发射模式的兴起,对星载 SAR 天线的收拢小型化、轻量化、低成本及快速部署能力提出了前所未有的要求^[1-3]。在此背景下,如何在保证成像性能的同时实现天线系统的结构简化与轻量化,已成为星载 SAR 技术工程化应用的关键问题之一。

传统星载平板 SAR 天线多采用电机驱动的主动展开方案,电机驱动能够实现展开过程的精确控制与速度调节,显著降低到位冲击。然而,电机驱动方案通常依赖复杂的减速传动机构、伺服控制系统及额外供电资源,导致系统质量较大、成本高昂,且对卫星平台资源占用严重^[4-5]。基于弹性储能元件的被动展开方案,特别是以蜗卷弹簧为代表的驱动方式,因其结构简单、质量轻、无需额外能源和控制等优势,在中小型 SAR 卫星及低成本任务中日益受到重视^[6-9]。

相较于电机驱动的主动展开方案,弹簧驱动在展开释放过程中缺乏主动调节能力,易在展开末端产生较大的角速度,从而在展开到位瞬间产生较大的冲击载荷。这种冲击不仅会对铰链及锁定机构造成较大机械应力,影响结构可靠性,还可能通过结构耦合传递至星体平台,引起姿态扰动^[10-11];对于 SAR 天线而言,其形面精度通常需达到或优于电磁波长量级,展开冲击带来的结构振动和锁定误差将直接影响天线指向精度及重复精度^[12-13]。

针对展开机构采用弹性元件驱动时易产生

到位冲击的问题,国内学者开展了一系列研究工作。郭宏伟^[14]等提出了间歇性运动机构和耗能型机构两种降低铰链冲击的方案;张炳健^[15]设计了一种安装控速装置的太阳翼,通过控速装置内的擒纵机构来控制太阳翼的展开速度;濮海玲等^[16]建立了太阳翼多体动力学模型,通过动力学仿真分析了阻尼器的抑冲效果;梁小光等^[17]通过仿真证明了在连接架与太阳翼帆板之间加装阻尼器可有效减小锁定冲击力矩。

从上述研究现状来看,国内学者针对弹簧驱动展开机构的到位冲击问题开展了有益的探索,但仍有几个方面需进一步完善。首先,机械缓冲方案虽取得了可观的冲击抑制效果,但机构复杂度显著增加,难以兼顾高可靠及轻量化的工程需求。其次,现有研究多集中于理论分析或数值仿真层面,对冲击载荷的直接测量方法缺乏研究,冲击载荷与展开动力学参数之间的定量关系未得到明确揭示。最后,冲击载荷对机构展开精度及重复精度的耦合影响目前尚未得到量化,这一问题对于 SAR 天线一类的形面精度敏感型系统具有重要的实际意义。

针对上述问题,本文对弹簧驱动星载可展开平板 SAR 天线的展开动力学特性进行了分析,重点研究了展开末端冲击的形成机理。在此基础上,提出在展开铰链驱动轴向引入黏性阻尼器的冲击抑制方法,通过天线展开动力学仿真验证可行性。在实验验证方面,本文进行了天线展开到位冲击转矩测试和天线展开指向精度测试,并给出了天线展开到位冲击转矩和天线展开指向误差的测量方法。实验结果验证了所提方法在抑制冲击载荷及提升展开精度方面的有效性。本文通过实验数据,推导出冲击载荷与角速度的线性关系,

提出了天线在轨展开冲击转矩的估算方法。

2 SAR 天线折展方案

本文基于宏图一号卫星 SAR 天线的研制,开展了相关方案设计与验证工作。SAR 天线沿坐标系方向分为 3 块尺寸相同的子板天线,分别是 -X 天线、中板天线, +X 天线。中板天线通过天线支架固连在星体舱板。SAR 天线机构部件由展开驱动铰链和压紧释放装置组成。展开驱动铰链选用蜗卷弹簧作为动力源,铰链定端与星体舱板固连,动端与子板天线固连,如图 1 所示。

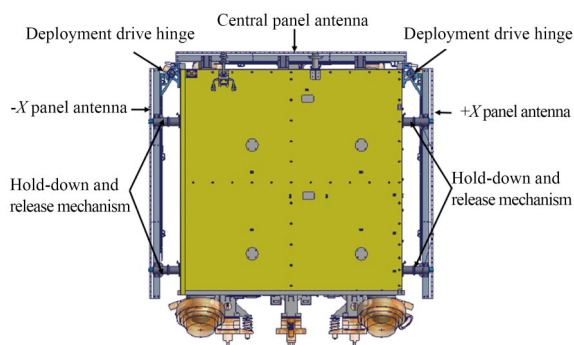


图 1 SAR 天线展开机构组成

Fig. 1 Composition of the SAR antenna deployment mechanism

在卫星发射阶段, +X/-X 天线子板收拢在星体 X 舱板两侧,并通过压紧释放装置在压紧点处与星体固连;卫星入轨后,压紧释放装置解锁,天线子板在展开驱动铰链的作用下绕定轴转动 90° ,最终天线子板与中板天线共面,展开过程如图 2 所示。

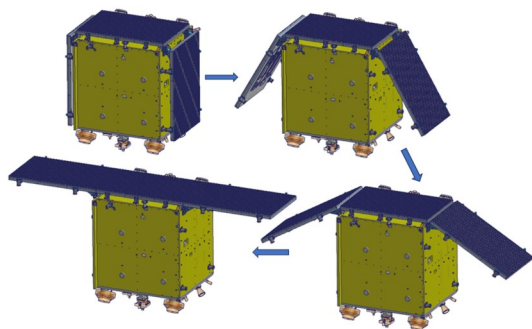


图 2 SAR 天线展开过程

Fig. 2 SAR antenna deployment process

3 天线展开动力学分析

3.1 蜗卷弹簧驱动展开动力学模型

分析 SAR 天线在蜗卷弹簧驱动条件下的展开动力学特性,建立天线子板绕铰链固定轴转动的等效动力学模型。考虑到 ±X 天线在展开过程中具有相似的运动形式,以单侧天线子板为研究对象进行建模分析。

在展开过程中,天线子板在展开驱动铰链作用下绕固定轴转动,其动力来源于蜗卷弹簧释放的弹性势能。将子板天线结构等效为绕铰链固定轴转动的刚体,系统可抽象为单自由度转动系统,如图 3 所示。

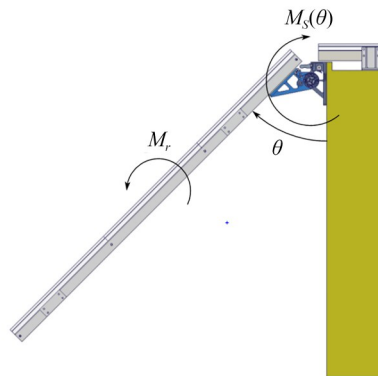


图 3 天线子板展开理论模型

Fig. 3 Theoretical model of antenna sub-panel deployment

子板天线绕铰链轴的转动角为 θ ,绕铰链转动惯量为 J ,则天线展开时的转动动力学方程可表示为:

$$J\ddot{\theta} = M_s(\theta) - M_r, \quad (1)$$

其中: $M_s(\theta)$ 为蜗卷弹簧提供的驱动力矩, M_r 为系统阻力矩,包括铰链摩擦阻力及 SAR 天线线缆阻力。

展开驱动铰链选用蜗卷弹簧作为驱动元件,其输出力矩随展开角度变化。在工程应用中,通常将平面蜗卷弹簧的力矩-转角关系近似为线性关系^[18],即:

$$M_s(\theta) = M_0 - k_s\theta, \quad (2)$$

其中: M_0 为弹簧初始驱动力矩, k_s 为弹簧扭转刚度系数,角速度为 ω 。将式(2)代入式(1)整理可得:

$$J\dot{\omega} = M_0 - k_s\theta - M_r. \quad (3)$$

从推导可知,随着展开过程的进行,弹簧逐渐释放能量,其输出力矩逐步减小,但在整个展开行程内仍持续对系统做正功,角速度 ω 在天线展开到位时最大。

3.2 展开到位冲击载荷分析

天线子板展开至末端到位角度时,角速度达到最大值 $\omega_{\max}$,该时刻天线子板所产生的展开动能 W 为:

$$W = \frac{1}{2} J \omega_{\max}^2. \quad (4)$$

天线子板在展开到位并锁定时,产生的冲击载荷会在局部诱发结构弹性变形,弹性变形能 E 为:

$$E = \frac{1}{2} K \delta^2, \quad (5)$$

其中: K 为天线铰链锁定后与天线子板组成的悬臂梁结构绕转轴的抗弯刚度系数, δ 为其绕转轴角度变形量;

从系统能量转换分析,天线子板在转动并锁定,其展开动能转化为相应的弹性变形能^[19]。得到以下关系式:

$$\frac{1}{2} J \omega_{\max}^2 = \frac{1}{2} K \delta^2. \quad (6)$$

天线子板展开到位锁定瞬间的冲击转矩 T :

$$T = K \delta. \quad (7)$$

将式(6)代入到公式(7)可得:

$$T = K \delta = K \omega_{\max} \sqrt{J/K} = \omega_{\max} \sqrt{JK}. \quad (8)$$

由于铰链、天线子板为机械固连组成的刚体,天线铰链锁定后与天线子板组成的悬臂梁结构抗弯刚度系数 K 为常数,因此天线子板展开到位冲击转矩 T 和展开到位最大角速度 $\omega_{\max}$ 成正比,同时天线子板展开到位冲击转矩 T 与展开到位最大角速度 $\omega_{\max}$ 为线性比例关系。

需要说明的是,上述冲击载荷推导采用了工程简化处理。分析过程中将天线子板、展开驱动铰链及安装结构等效为线性弹性系统,并假设展开到位时刻的动能主要转化为结构弹性变形能,忽略了铰链锁定机构接触摩擦、锁定间隙闭合过程以及局部非线性变形等因素。因此,该关系式主要用于揭示展开末端角速度与冲击转矩之间的变化规律,并为冲击抑制方案设计提供理论依

据。对于天线展开到位并锁定过程中的瞬态接触响应,还需结合仿真软件建立展开动力学模型进行分析。

3.3 展开冲击对 SAR 系统的影响

弹簧驱动的可展开平板 SAR 天线在展开末端由于缺乏有效能量耗散机制,天线子板仍具有较高角速度,从而在展开到位锁定时产生较大的冲击载荷。过大的展开到位冲击对卫星平台以及 SAR 天线本身都会产生负面影响。

对卫星平台的影响:首先,天线展开到位冲击转矩作用于星体平台引起卫星姿态扰动,影响平台工作稳定性。其次,冲击载荷直接作用于展开驱动铰链及其连接结构,可能导致卫星舱板局部应力集中,增加结构失效风险。

对 SAR 天线的影响:到位冲击过程会对铰链锁定机构的稳定性产生影响,引起锁定位置偏差或在冲击下发生微小偏移,从而降低 SAR 天线展开的指向精度及展开重复精度。因此,有必要采取有效措施对天线的展开冲击进行抑制。

4 冲击载荷抑制方案设计

4.1 黏性阻尼器抑制方案

天线子板展开到位冲击转矩 T 和展开到位最大角速度 $\omega_{\max}$ 成正比,抑制天线展开到位时的冲击载荷的关键在于尽可能减小天线展开到位时的角速度。为解决弹簧驱动展开过程中末端冲击过大的问题,设计以下抑制方案:在天线展开驱动铰链转动轴向引入黏性阻尼器,以实现天线展开运动的速度调控与冲击抑制。黏性阻尼器为速度阻尼,在工作过程中产生与转动角速度成正比的阻尼力矩。该阻尼力矩的方向始终与铰链转动方向相反,从而在展开过程中起到持续制动作用。黏性阻尼器安装在天线展开驱动铰链转动轴轴向上,阻尼器通过支架固定在展开驱动铰链定端,阻尼器传动花键通过阻尼器驱动连杆与展开驱动铰链动端连接,如图 4 所示。

黏性阻尼器的阻尼系数主要是由阻尼器温度决定的,阻尼系数随着阻尼器温度上升而减小。因为地面试验通常在室温条件下进行,选定

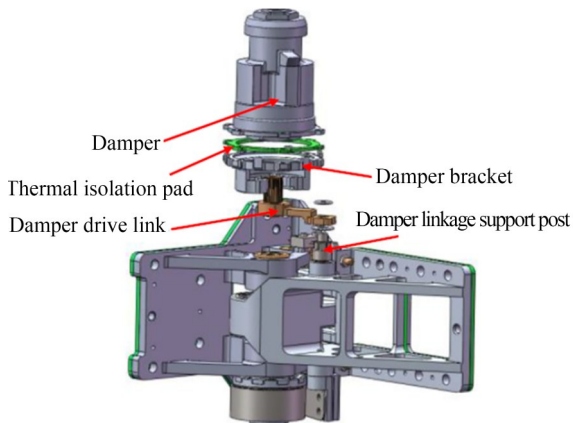


图4 展开驱动铰链加装阻尼器方案

Fig. 4 Scheme for adding damper to deployment drive hinge

阻尼器在 20 °C 时的阻尼系数 $c = 77.3 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}/\text{rad}$ 。为保证在轨时,阻尼系数能够与地面试验时相近且稳定,阻尼器采用主动温控设计。在阻尼器外部贴加热片以及热敏电阻,并在阻尼器外部包覆多层隔热组件。

4.2 引入阻尼器后的展开动力学模型

黏性阻尼器产生的阻尼力矩 M_d 与转动角速度 ω 成正比,阻尼力矩 M_d 与转动角速度 ω 的比值为黏性阻尼系数 c ,关系式为:

$$M_d = c\omega. \quad (9)$$

在 3.1 节所建立的无阻尼天线展开动力学方程基础上,将黏性阻尼系数引入系统。建立考虑阻尼的展开动力学方程,天线的转动动力学方程为:

$$J\dot{\omega} = M_s(\theta) - c\omega - M_r = M_0 - k_s\theta - c\omega - M_r. \quad (10)$$

在引入黏性阻尼后,天线转动能量平衡关系可表示

$$\frac{1}{2}J\omega^2 = \int_0^\theta M_s(\theta) d\theta - \int_0^t c\omega^2 dt, \quad (11)$$

其中,第二项表示阻尼耗散能量,由此可见,引入阻尼器后,在天线展开过程中部分输入能量被持续耗散,从而显著降低展开末端的动能水平。

4.3 天线展开动力学仿真

通过 ADAMS 进行天线展开动力学仿真。将 SAR 天线模型导入 ADAMS 中,根据 SAR 天线实际情况设置材料属性,添加边界条件完成 SAR 天线子板展开动力学仿真建模。如图 5 所示。

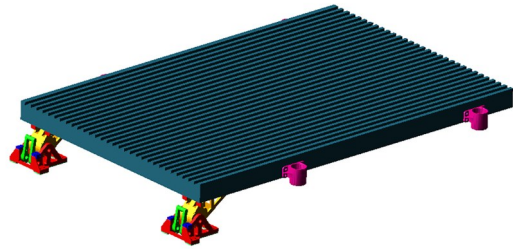


图5 天线子板 ADAMS 建模

Fig. 5 Modeling of antenna panel in ADAMS

4.3.1 动力学仿真参数

阻尼器温度受控后,阻尼系数为稳定值,天线质量、绕铰链转动轴的转动惯量也均为定值,天线展开动力学特性主要由驱动力矩设计决定。天线成功展开的约束条件为:SAR 天线展开过程最小驱动力矩 M_{s0} 与展开过程中最大阻力矩 M_{r0} 需满足静力矩裕度要求,即:

$$STM = \frac{M_{s0}}{M_{r0}} - 1 \geq 1, \quad (12)$$

其中:STM 为静力矩裕度,其值越大,天线展开时间越短,但天线的到位冲击载荷也越大。因此展开驱动力矩需合理设计。展开过程中最大阻力矩按经验值评估, $M_{r0} = 1.6 \text{ N} \cdot \text{m}$,弹簧扭转刚度系数 $k_s = 0.68 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{rad}$,设计初始驱动力矩 $M_0 = 6 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

展开驱动铰链转动转轴与坐标系 Y 轴重合, X 轴为天线板长边方向,坐标原点为两个铰链转动中心点连线的中心。天线子板质量特性如表 1 所示。

表1 天线子板质量特性

Tab. 1 Mass properties of the antenna sub-board

质量/ kg	质心位置/m			全局坐标系转动惯量/(kg·m ²)		
	x	y	z	I _{xx}	I _{yy}	I _{zz}
17.30	0.57	0	-0.08	0.97	7.90	8.63

展开驱动铰链在初始时,锁钩与铰链动端的自锁斜面不接触;当动到一定角度时,锁钩与自锁斜面开始接触,直至铰链转动到 90° 时,锁钩与自锁斜面锁定并形成机械自锁,如图 6 所示。

对锁钩和自锁斜面使用碰撞函数来处理法向接触力,并用库仑摩擦模型处理切向力,具体参数设置如表 2 所示。

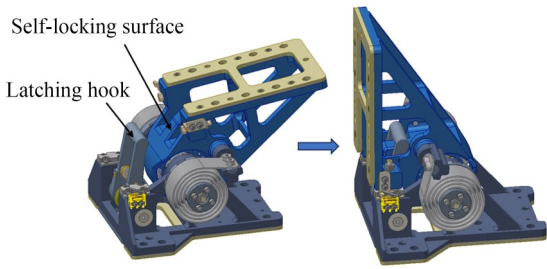
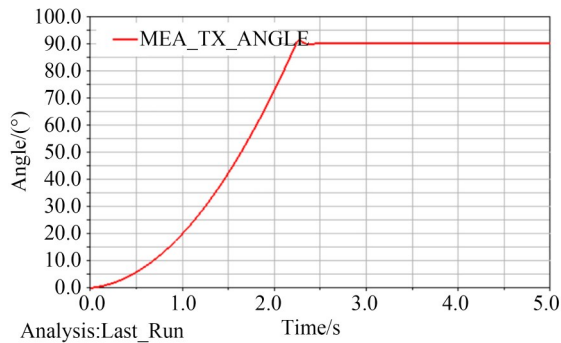
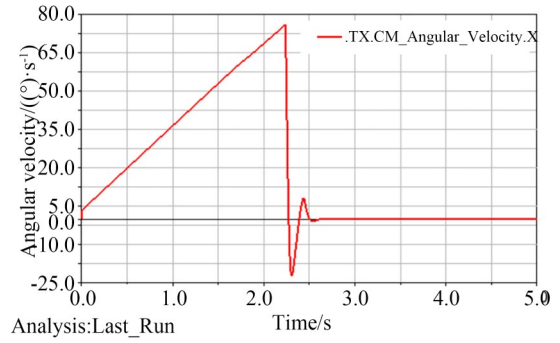


图 6 铰链锁钩与自锁斜面锁定过程
Fig. 6 Hinge latching hook locking process

为提高仿真精度,求解计算子步数设为 2 000。



(a) 天线角位移随时间变化图(无阻尼)
(a) Angular displacement of antenna over time (No damping)



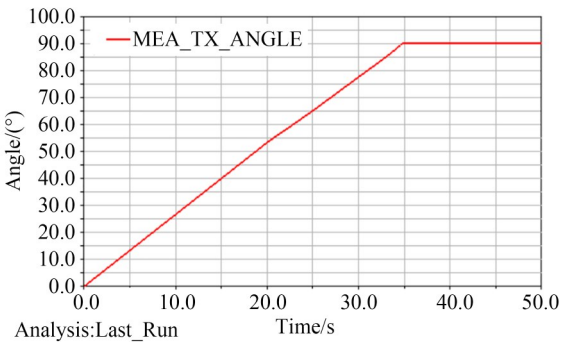
(b) 天线角速度随时间变化图(无阻尼)
(b) Angular velocity of antenna over time (No damping)

图 7 无阻尼器动力学仿真结果
Fig. 7 Dynamic simulation results without damper

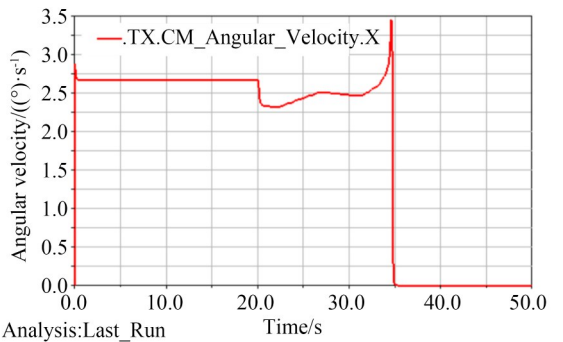
4. 3. 3 含阻尼器动力学仿真

根据实际选用的黏性阻尼器的参数,在常温 20 ℃时,所选用阻尼器的阻尼系数 $c = 77.3 \text{ N} \cdot$

$\text{m} \cdot \text{s}/\text{rad}$ 。仿真得到有阻尼器工况下天线展开角位移随时间变化、展开角速度随时间变化曲线。如图 8 所示,含阻尼器天线子板展开到位角速度



(a) 天线角位移随时间变化图(有阻尼)
(a) Angular displacement of antenna over time (With damping)



(b) 天线角速度随时间变化图(有阻尼)
(b) Angular velocity of antenna over time (With damping)

图 8 含阻尼器动力学仿真结果
Fig. 8 Dynamic Simulation Results with Damper

峰值为 $3.45^\circ/\text{s}$, 天线展开时间约为 35 s 。

4.3.4 仿真结果对比

在相同初始条件及结构参数下, 无阻尼器工况, 子板天线角速度不断增大, 在接近展开到位时速度最大。而在引入阻尼器后, 抑制了角速度的快速增长, 展开时间增至 35 s 。该项目卫星平台要求 SAR 天线包含解锁时间在内的展开总时长控制在 120 s 以内, 本文所采用的压紧释放装置解锁时间不超过 45 s , 因此加装黏性阻尼器的方案能够在保证天线完成快速部署的前提下, 有效降低展开末端角速度。

5 实验验证

为了验证展开驱动铰链加装黏性阻尼器后, 天线展开到位冲击载荷抑制的实际效果, 以及天线展开到位冲击载荷抑制后对天线展开指向精度的提升效果, 分别进行以下实验。

5.1 天线展开到位冲击转矩测试

实验主要目的有两个: 一是测量常温常压下天线子板在含阻尼器与不含阻尼器两种状态下展开到位时的冲击转矩, 验证加装阻尼器抑制冲击载荷的有效性。二是结合摄影测量技术测量不同到位冲击下的天线角速度, 获取展开到位冲击与展开到位角速度的比例关系, 推导天线在轨展开到位时实际的冲击转矩。

5.1.1 冲击转矩测试方案

将天线子板、展开驱动铰链、压紧机构安装在模拟墙上。通过弹簧测力计对天线子板进行吊挂补偿重力, 为了减小吊挂悬臂展开到位后对天线展开到位冲击的影响, 采用弹性材料对吊挂工装进行限位, 并采用锁紧机构实现展开到位时吊挂悬臂的锁紧。如图 9 所示。

采用 4 个三维测力传感器搭建一个测力平台, 方法为: 4 个测力传感器下方通过两个转接板与模拟墙固定在一起, 上方通过转接与展开驱动铰链固定在一起, 测力传感器的传力方向与天线坐标系的方向平行。将 4 个测力传感器依次定义为 1 号至 4 号传感器, 测力传感器与展开机构铰链相对位置关系如图 10 所示。

在铰链驱动子板展开到位时, 测力平台四个测力传感器会对各个方向的力进行采集, 测试原理如图 11 所示。

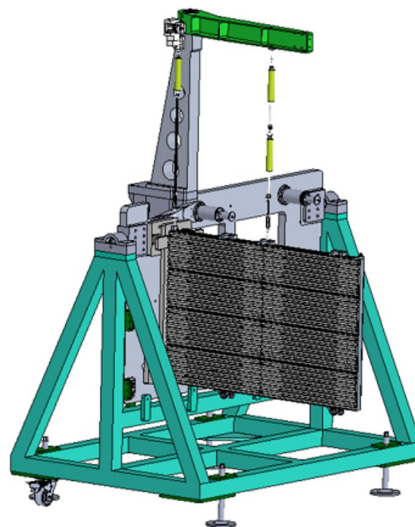


图 9 天线子板展开冲击转矩测试平台

Fig. 9 Test platform for antenna deployment impact torque

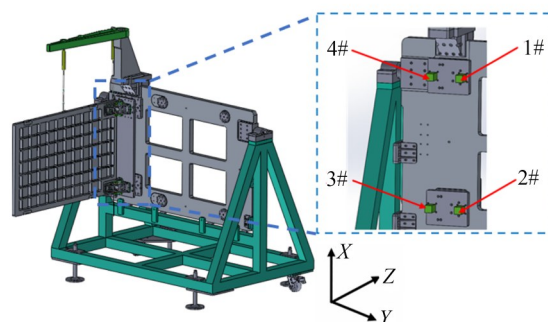


图 10 测力传感器布置图

Fig. 10 Layout of force sensors

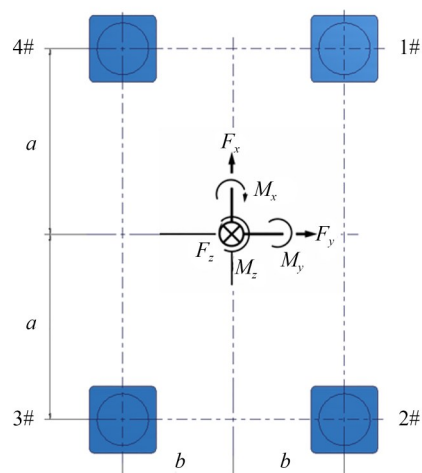


图 11 冲击力矩测试方案

Fig. 11 Method of impact torque measurement

天线展开到位时所产生的冲击力矩沿坐标系 X 轴分量 T_x 和 Y 轴的分量 T_y 可由以下公式得出:

$$T_x = b(F_{z1} + F_{z2} - F_{z3} - F_{z4}), \quad (13)$$

$$T_y = a(-F_{z1} + F_{z2} + F_{z3} - F_{z4}), \quad (14)$$

其中, F_z 为测力传感器沿 Z 轴的测量值。进一步地, 天线子板展开到位时产生的冲击力矩为:

$$T = \sqrt{T_x^2 + T_y^2}. \quad (15)$$

5.1.2 天线展开到位角速度测试方法

为了在测试冲击的同时获取天线子板展开到位时的角速度, 采用摄影测量技术, 测试前在天线子板、模拟墙、铰链安装板相应位置粘贴靶标, 摄影测量设备通过桁架, 固定在模拟墙组件的上方, 保证天线子板到位前所有靶标均在摄影测量设备的视场内, 摄影测量设备角速度测量方案示意图如下:

为保证所有靶点均在视场内, 靶标点 1 至靶标点 7 均贴在天线板结构上外延件上。靶标点位置如图 13 所示。

5.1.3 实验内容

测试天线子板在含阻尼器与不含阻尼器两种工况下展开到位时的冲击转矩, 通过调整铰链弹簧的预转角, 调整蜗卷弹簧初始驱动力矩 M_0 , 含阻尼器与不含阻尼器工况分别测试 5 种不同初始驱动力矩 M_0 下的展开到位冲击转矩。实验过程如图 14 所示。

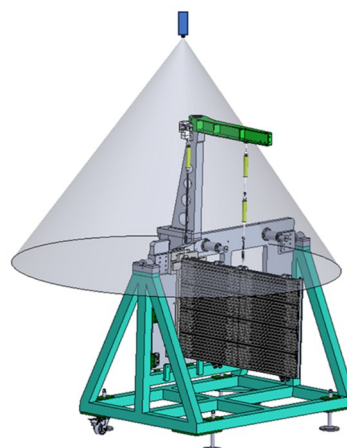


图 12 摄影测量测试角速度方案

Fig. 12 Angular velocity measurement using photogrammetry

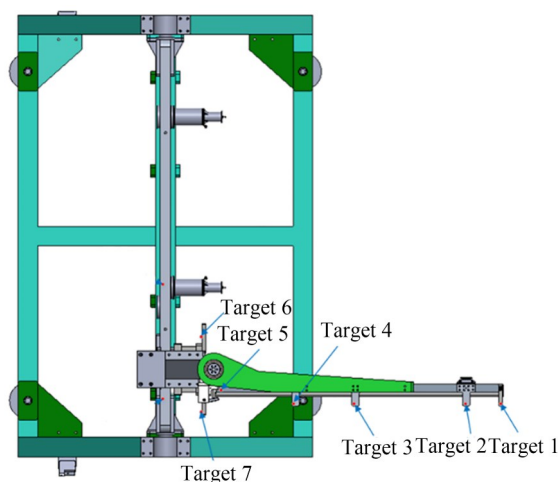
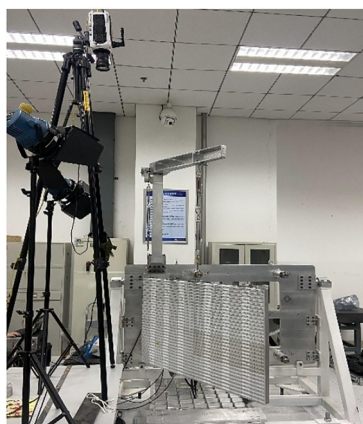


图 13 摄影测量靶标点位置

Fig. 13 Positions of photogrammetric targets



(a) 天线展开到位角速度测试

(a) Test of antenna deployment end-position angular velocity



(b) 天线展开到位冲击测试平台

(b) Antenna deployment impact test platform

图 14 天线展开到位冲击载荷测试

Fig. 14 Impact load test for antenna deployment

5. 1. 4 实验结果

分别记录不同工况下 1 至 4 号力传感器和摄影测量的测试数据,由式(13)、式(14)、式(15)得到展开到位的冲击转矩。天线展开到位冲击转矩及到位角速度测试结果如表 3 所示。

实验结果数据表明,天线展开驱动铰链在加装阻尼器后,展开冲击转矩得到明显抑制,以初始驱动力矩 $M_0=6\text{ N}\cdot\text{m}$ 为例,加装阻尼器后,展开到位冲击转矩由 $525\text{ N}\cdot\text{m}$ 下降至 $37.7\text{ N}\cdot\text{m}$ 。

表 3 天线展开到位冲击转矩及角速度测试结果

Tab. 3 Results of antenna deployment end-position impact torque and angular velocity

初始驱动力矩/ ($\text{N}\cdot\text{m}$)	是否安装阻尼	转矩冲击测试结果/($\text{N}\cdot\text{m}$)			展开到位角速度/ ($(^\circ)\cdot\text{s}^{-1}$)
		T_x	T_y	T	
2.8	无阻尼	262.3	116.7	287.1	37.15
3.6	无阻尼	287.9	131.2	316.4	40.32
4.4	无阻尼	358.8	161.6	393.5	51.69
5.2	无阻尼	429.1	193.7	470.8	63.32
6	无阻尼	478.4	216.2	525	69.93
2.8	有阻尼	25.06	10.17	27.2	1.68
3.6	有阻尼	27.03	11.15	29.2	2.21
4.4	有阻尼	31.66	12.82	34.2	2.53
5.2	有阻尼	33.35	13.67	36	2.91
6	有阻尼	34.77	14.62	37.7	3.16

5. 1. 5 天线在轨展开冲击评估

对比 4.3 小节的天线展开动力学仿真数据,在相同初始驱动力矩下,天线展开到位时的角速度,实测值会比动力学仿真值略小,主要原因为天线在地面展开时,展开过程中会有风阻,同时吊挂重力补偿工装也会有额外的阻力矩。由式(8)的推导可知,展开到位冲击 T 与展开到位最大角速度 $\omega_{\max}$ 为线性比例关系。通过实验数据的拟合,可获取展开到位冲击与展开到位角速度的线性关系。如图 15 所示。

由线性拟合得到天线展开到位时所产生的冲击力矩 T 沿坐标系 X 轴分量 T_x 与展开到位最大角速度 $\omega_{\max}$ 之间的线性关系式为: $T_x(\omega)=6.63\omega+14.4$,单位: T_x 为 $\text{N}\cdot\text{m}$, ω 为 $^\circ/\text{s}$ 。冲击力矩 T 沿坐标系 Y 轴分量 T_y 与展开到位最大角速度 $\omega_{\max}$ 之间的线性关系式为: $T_y(\omega)=3.01\omega+5.23$ 。

理论推导得到的冲击转矩与角速度关系是在理想条件下建立的,理论曲线应通过原点。实际试验过程中,由于锁定机构预紧力、铰链装配预载以及重力补偿系统残余载荷等因素的存在,测量得到的冲击转矩包含与角速度无关的附加

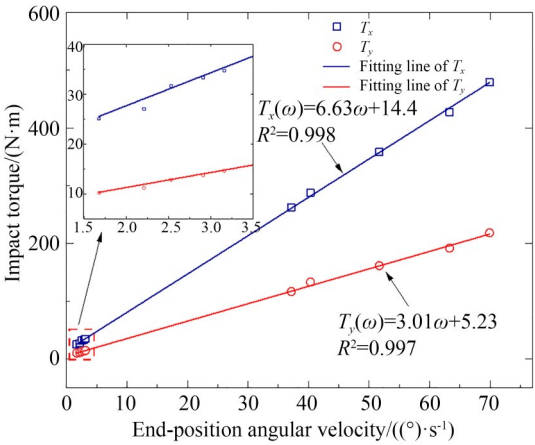


图 15 天线展开到位冲击与到位角速度关系

Fig. 15 Relationship between antenna deployment end-position impact and end-position angular velocity

力矩分量,因此拟合结果存在非零截距。该截距主要反映试验系统静态载荷及测量偏置的综合作用,不影响冲击转矩与角速度之间的线性关系及其变化规律。

将 4.3 小节仿真得到的含阻尼器工况下最大角速度 $3.45^\circ/\text{s}$ 代入线性关系式 $T_x(\omega)=6.63\omega+14.4$ 与 $T_y(\omega)=3.01\omega+5.23$ 中,得

到冲击力矩 T 沿坐标系 X 轴分量 $T_x = 37.27 \text{ N}\cdot\text{m}$, Y 轴分量 $T_y = 15.61 \text{ N}\cdot\text{m}$; 将上述结果代入式(15)。可推导出,在初始驱动力矩为 $6 \text{ N}\cdot\text{m}$, 天线在轨展开到位冲击转矩约为 $40.41 \text{ N}\cdot\text{m}$ 。

5.2 天线展开指向精度测试

为了验证展开驱动铰链加装阻尼器前后, 天线展开指向精度的变化, 分别对有阻尼器和无阻尼器两种工况下的天线进行展开精度测试。

5.2.1 展开指向精度测试原理与方法

采用经纬仪对瞄准值立方镜测量天线展开指向角度的偏差。在模拟墙和天线子板侧边分别固定立方镜 1 和立方镜 2。经纬仪 1、经纬仪 2 分别对瞄立方镜 1 与立方镜 2, 如图 16 所示。

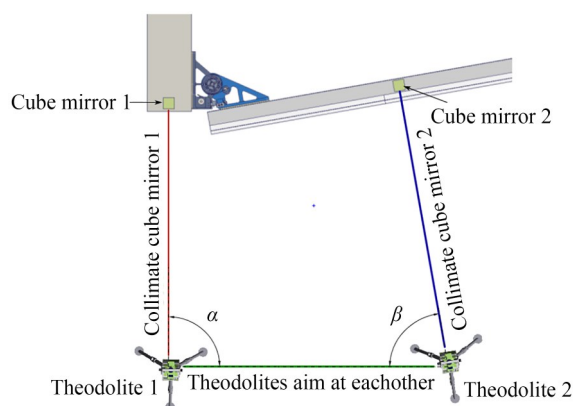


图 16 经纬仪测量天线展开指向精度原理图

Fig. 16 Method of antenna deployment pointing accuracy measurement

经纬仪对瞄处于准值状态, 记录经纬仪 1、经纬仪 2 方位角读数为 α_1, β_1 ; 经纬仪 1 与经纬仪 2 互瞄, 记录经纬仪 1、经纬仪 2 方位角读数为 α_2, β_2 。经纬仪的偏转角 $\alpha = \alpha_2 - \alpha_1, \beta = \beta_2 - \beta_1$ 。根据几何关系, 天线展开指向角 φ 为模拟墙立方镜 1 和天线子板立方镜 2 的夹角, 由图 16 几何关系可得:

$$\varphi = 180^\circ - \alpha - \beta. \quad (16)$$

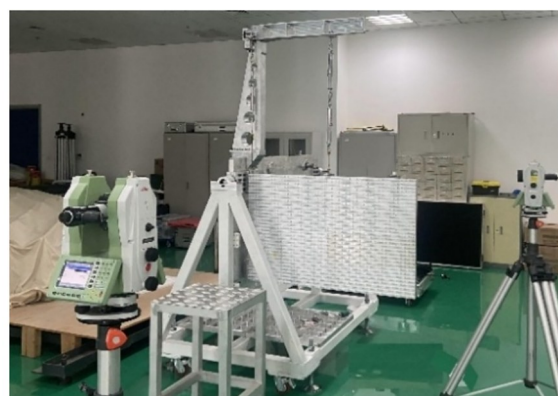
5.2.2 实验内容

天线子板安装至模拟墙并装调后, 记录天线展开指向角 φ_0 为测量基准值, 后续每次展开实验后测试的指向角为 φ_i , 则天线进行重复展开时相

较于测量基准值的指向误差 ϵ_i 为:

$$\epsilon_i = \varphi_0 - \varphi_i. \quad (17)$$

含阻尼器工况与无阻尼器工况各测试 12 组展开指向角度偏差, 每组测试前将天线子板先手动调至收拢态, 释放天线展开, 铰链锁定后, 经纬仪对瞄准值立方镜测量指向误差 ϵ_i 。实验测试平台如图 17 所示。



(a) 天线展开指向精度测试平台

(a) Platform of antenna deployment pointing accuracy



(b) 天线展开指向参考立方镜

(b) Antenna pointing reference cube mirror

图 17 天线展开指向精度测试

Fig. 17 Test of antenna deployment pointing accuracy

实验测试数据整理如图 18。

数据表明: 无阻尼器工况, 天线展开指向角度最大偏差 26 角秒, 指向偏差波动范围即重复展开指向精度为 36 角秒; 含阻尼器工况, 天线展开指向角度最大偏差 12 角秒, 指向偏差波动范围 15 角秒。由此可得出结论: 在天线展开驱动铰链加装阻尼器可以抑制过大的展开到位冲击载荷, 抑制冲击可增加铰链展开锁定的稳定性, 并显著提高天线展开指向精度。

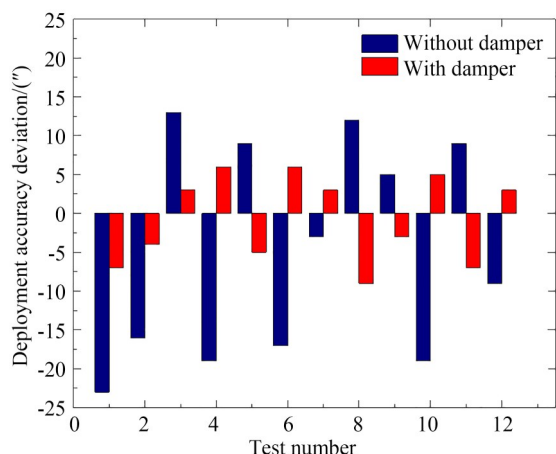


图 18 天线展开指向精度测试结果

Fig. 18 Antenna deployment pointing accuracy test data

6 结 论

围绕星载可展开平板 SAR 天线采用弹簧驱动时展开到位冲击载荷过大的问题,开展了动力学建模、抑制方案设计及实验验证工作,主要结论如下:

(1)建立了蜗卷弹簧驱动的天线展开动力学模型,明确了展开过程中驱动力矩、阻力矩及运动状态之间的关系,推导得到展开到位冲击转矩与末端角速度呈线性关系,为冲击问题的定量评估提供了理论依据。

(2)提出在展开驱动铰链轴向引入黏性阻尼器的冲击抑制方案,构建了包含阻尼项的动力学模型,开展动力学仿真分析。结果表明,在相同

初始条件下,无阻尼器天线展开末端角速度为 $76^\circ/\text{s}$,引入阻尼器后天线展开末端角速度降低至 $3.45^\circ/\text{s}$ 。

(3)提出了天线展开到位冲击转矩的测量方案,开展了有、无阻尼器两种工况下的天线展开到位冲击转矩测试。结果表明:加装阻尼器后,在初始驱动力矩为 $6\text{ N}\cdot\text{m}$ 条件下,展开到位冲击转矩由 $525\text{ N}\cdot\text{m}$ 降低至 $37.7\text{ N}\cdot\text{m}$,展开到位冲击转矩降低 92.8%。

(4)设计了天线展开指向误差的测量方法,开展了有、无阻尼器两种工况下的展开指向精度测试。结果表明,加装阻尼器后,天线展开指向精度由最大偏差 26 角秒降低至 12 角秒,重复展开指向精度由 36 角秒提升至 15 角秒,验证了抑制冲击对精度稳定性的积极作用。

(5)基于实验数据,进一步建立了天线展开到位冲击转矩与到位时刻角速度的线性关系,提出了天线在轨展开冲击估算方法。

综上,在展开驱动铰链中引入黏性阻尼器的方案能够有效降低平板 SAR 天线展开冲击载荷并提升天线展开精度,具有良好的工程应用价值。

作者贡献声明:

艾晨光:论文构思和撰写,测量方案的提出;
陈科利:天线展开机构设计;
吴健:动力学仿真与分析;
王能:测量实验数据分析。

参考文献:

- [1] 邓云凯,禹卫东,张衡,等. 未来星载 SAR 技术发展趋势[J]. 雷达学报, 2020, 9(1): 1-33.
DENG Y K, YU W D, ZHANG H, *et al.* Forthcoming spaceborne SAR development[J]. *Journal of Radars*, 2020, 9(1): 1-33. (in Chinese)
- [2] 李春升,徐华平,张家伟,等. 星载合成孔径雷达技术研究进展[J]. 中国图象图形学报, 2025, 30(6): 2257-2274.
LI C S, XU H P, ZHANG J W, *et al.* Advancements in the research of spaceborne synthetic aperture radar [J]. *Journal of Image and Graphics*, 2025, 30(6): 2257-2274. (in Chinese)

- [3] DENG Y K, ZHANG H, LIU K Y, *et al.* Hongtu-1: the first spaceborne single-pass multibaseline SAR interferometry mission[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2025, 63: 5202518.
- [4] 刘荣强,史创,郭宏伟,等. 空间可展开天线机构研究与展望[J]. 机械工程学报, 2020, 56(5): 1-12.
LIU R Q, SHI C, GUO H W, *et al.* Review of space deployable antenna mechanisms [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2020, 56(5): 1-12. (in Chinese)
- [5] 游斌弟,王兴贵,陈军. 卫星太阳阵展开锁紧过程冲击振动[J]. 机械工程学报, 2012, 48(21):

- 67-76.
- YOU B D, WANG X G, CHEN J. Vibration and impact for deployable solar array of satellite with locking hinges[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2012, 48(21): 67-76. (in Chinese)
- [6] 史剑, 刘名利, 郭宏伟, 等. 大型二维多折展开平面天线机构设计及动力学特性分析[J]. 光学精密工程, 2021, 29(12): 2868-2876.
- SHI C, LIU M L, GUO H W, *et al.* Mechanism design and dynamic analysis of large-scale two-dimensional deployable planar antenna[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2021, 29(12): 2868-2876. (in Chinese)
- [7] 李昊, 马小飞, 火统龙, 等. 可展开固体反射面天线折展机构设计及分析[J]. 光学精密工程, 2023, 31(22): 3305-3317.
- LI H, MA X F, HUO T L, *et al.* Design and analysis of deployment mechanism for solid surface deployment antenna[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2023, 31(22): 3305-3317. (in Chinese)
- [8] 马莺, 李团结, 曾子杰, 等. 大尺度空间平面可展开机构驱动配置多目标优化[J]. 机械工程学报, 2025, 61(21): 259-273.
- MA Y, LI T J, ZENG Z J, *et al.* Multi-objective optimization of drive configuration for large-scale space planar deployable mechanisms[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2025, 61(21): 259-273. (in Chinese)
- [9] LI P, LIU X, CAI G P, *et al.* A strategy for addressing large-scale hinge issues in large two-dimensional planar phased array antennas[J]. *Advances in Space Research*, 2025, 75(3): 2994-3009.
- [10] 王颀, 陈天智, 柴洪友. 太阳翼地面展开锁定的动力学仿真分析[J]. 航天器工程, 2011, 20(3): 86-92.
- WANG X, CHEN T Z, CHAI H Y. Dynamics simulation analysis of solar array ground deployment and locking [J]. *Spacecraft Engineering*, 2011, 20(3): 86-92. (in Chinese)
- [11] 王嘉登, 刘冲, 薛景赛, 等. 航天器展开机构转动阻尼器仿真分析与试验研究[J]. 振动与冲击, 2023, 42(13): 310-315.
- WANG J D, LIU C, XUE J S, *et al.* Simulation analysis and tests of rotating damper for spacecraft deployment mechanism [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2023, 42(13): 310-315. (in Chinese)
- [12] 赵强强, 刘世伟, 姜冬磊, 等. 基于人在回路的大型星载平面天线形面精度调控[J]. 机械工程学报, 2025, 61(15): 399-416.
- ZHAO Q Q, LIU S W, JIANG D L, *et al.* Surface accuracy adjustment for large spaceborne planar antennas by putting human in the loop[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2025, 61(15): 399-416. (in Chinese)
- [13] 丁建中, 王春洁. 含铰链间隙板式卫星天线展开精度分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2625-2631.
- DING J Z, WANG C J. Deployment accuracy analysis of planar satellite antenna with joint clearances [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(12): 2625-2631. (in Chinese)
- [14] 郭宏伟, 李长洲, 史文华, 等. 弹簧展开铰链锁定冲击及减小冲击方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(1): 29-34.
- GUO H W, LI C Z, SHI W H, *et al.* Approaches to calculate and reduce locking impact of deployable hinges[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2016, 48(1): 29-34. (in Chinese)
- [15] 张炳健. 基于擒纵控速的低冲击展开太阳翼机构研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- ZHANG B J. *Research on Low-impact Deployment Solar Wing Mechanism Based on Escapement Speed Control* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021. (in Chinese)
- [16] 濮海玲, 王颀, 杨巧龙. 黏滞型阻尼器对太阳翼展开性能的影响分析[J]. 航天器工程, 2013, 22(1): 54-59.
- PU H L, WANG X, YANG Q L. Analysis of viscous damper effect on solar array deployment[J]. *Spacecraft Engineering*, 2013, 22(1): 54-59. (in Chinese)
- [17] 梁小光, 丁竹生, 焦映厚, 等. 卫星太阳翼阻尼器参数选定方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 43(7): 71-75.
- LIANG X G, DING Z S, JIAO Y H, *et al.* Selecting method of damper parameters for solar array of satellite[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2011, 43(7): 71-75. (in Chinese)
- [18] 金光, 谢晓光, 谷松, 等. 卫星太阳帆板展开的动力学仿真分析与应用[J]. 光学精密工程, 2014, 22(3): 745-753.
- JIN G, XIE X G, GU S, *et al.* Dynamic simulation and application of deployable mechanism of sat-

ellite solar panels[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(3): 745-753. (in Chinese)

- [19] 陈烈民. 航天器结构与机构: 航天一线专家学术专著#空间飞行器设计专业系列教材[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2005.

CHEN L M. *Spacecraft Structure and Mechanism: Academic Monograph of First-line Aerospace Experts # Series of Teaching Materials for Spacecraft Design Specialty* [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2005. (in Chinese)

通讯作者:



艾晨光(1987—),男,吉林长春人,助理研究员,2013年于北京邮电大学获得硕士学位,主要从事空间可展开天线结构设计工作。E-mail: aicg@aircas.ac.cn

作者简介:



陈科利(1989—),男,河南商丘人,工程师,2017年于东北大学获得硕士学位,主要从事空间自动化结构与机构设计及相关技术研究。E-mail: chen-keli@sia.cn