

薄膜电池阵透镜式薄壁支撑杆自展开方法研究

张恩杰^{1,2,3,*}, 王治易^{1,2,3}, 谢超^{1,2,3}, 房光强^{1,2,3}, 侯欣宾⁴

1. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201108

2. 宇航空间机构全国重点实验室, 上海 201108

3. 上海市空间飞行器机构重点实验室, 上海 201108

4. 中国空间技术研究院 钱学森空间技术实验室, 北京 100094

摘要:透镜式薄壁杆是空间太阳能电站薄膜电池阵的主支撑杆, 目前常用的控制其展开的有源驱动机构的收拢包络及质量均较大。优化支撑结构展开控制方法, 提升薄膜电池阵收藏效率, 是实现超大型、轻量化空间电站建设目标的重要途径之一。鉴于此, 充分利用复合材料薄壁支撑杆的弹性自恢复特性, 开展无源自驱动展开方法研究。首先, 建立透镜式薄壁杆的仿真模型, 分析薄壁杆的压扁与卷绕收拢过程力学响应, 得到其收拢后的应力应变数据; 然后, 选用柔性粘扣作为薄壁杆的展开约束控制单元, 通过仿真分析得到其剥离过程的力-位移曲线; 最后, 采用数据传递方法, 建立带预应力的薄壁杆展开动力学模型, 并在此基础上构建柔性粘扣模拟单元, 分析柔性粘扣的力学性能对薄壁杆展开过程的影响。结果表明, 通过调节柔性粘扣连接力, 可以实现透镜式薄壁杆的无源自驱动有序展开。薄膜电池阵主支撑结构的无源自驱动有序展开, 为进一步降低电池阵机构复杂度与质量、提升收纳比提供了方向指引。

关键词:空间太阳能电站; 薄膜电池阵; 透镜式薄壁杆; 自驱动; 展开动力学

中图分类号: V423

文献标识码: A

Passive deployment of lenticular thin-walled supporting boom for thin-film solar array

ZHANG Enjie^{1,2,3,*}, WANG Zhiyi^{1,2,3}, XIE Chao^{1,2,3}, FANG Guangqiang^{1,2,3}, HOU Xinbin⁴

1. Shanghai Institute of Aerospace System Engineering, Shanghai 201108, China

2. National Key Laboratory of Aerospace Mechanism, Shanghai 201108, China

3. Shanghai Key Laboratory of Spacecraft Mechanism, Shanghai 201108, China

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

Abstract: Lenticular boom is used as the main supporting rod of the thin-film solar array of space solar power station. The envelope volume and weight of active driving mechanism commonly used to control the deployment of the boom are relatively large. The control approach of boom deployment is a decisive factor of the storage ratio, which can significantly reduce the envelope volume and weight of the solar array through optimization. It is regarded as a promising method for establishing the ultra-large and light-weight space solar power station. In view of this, the passive deployment of composite thin-walled lenticular boom (CTLB) with full utilization of the elastic recovery

收稿日期: 2024-03-12; 修回日期: 2024-04-29; 录用日期: 2024-06-08

基金项目: 民用航天技术预先研究项目(D010103)

* 通信作者. E-mail: ejz.2007@163.com

引用格式: 张恩杰, 王治易, 谢超, 等. 薄膜电池阵透镜式薄壁支撑杆自展开方法研究[J]. 中国空间科学技术(中英文), 2024, 44(6): 64-71. ZHANG E J, WANG Z Y, XIE C, et al. Passive deployment of lenticular thin-walled supporting boom for thin-film solar array [J]. Chinese Space Science and Technology, 2024, 44(6): 64-71 (in Chinese).

characteristics of its cross-section is investigated in this paper. With the explicit dynamics finite element (FE) method, the mechanical responses of CTLB during flattening and coiling are analyzed in terms of the elastic stress and strain. Then the peel force of the flexible fastener during detachment is numerically obtained. The flexible fastener is chosen as the control unit for CTLB deployment. By inheriting the deformed shape and material state from the proceeding FE analysis and simulating the flexible fastener using cohesive element, a dynamic model is established for the deployment of CTLB. Then the influence of the mechanical properties of flexible fasteners on the unfolding characteristic of CTLB is numerically studied. The results show that the orderly deployment of CTLB can be achieved by adjusting the detachment force of flexible fastener, which provides a solution for further reducing the complexity and weight as well as improving the storage ratio of ultra-large thin-film solar array.

Keywords: space solar power station; thin-film solar array; lenticular boom; elastic energy-powered passive deployment; deployment dynamics

0 引言

模块化多旋转关节空间太阳能电站(modular multi-rotary joints SPS, MMR-SPS)系统主要由电池阵分系统、微波发射天线和桁架结构组成(图1),其模块化程度高,在轨组装难度低,空间电力传输与管理便捷^[1-3]。电池阵分系统由多个相互独立且持续对日定向的太阳电池分阵组成,每个电池分阵包括12个太阳电池子阵。电池子阵为大面积薄膜可展结构,其机构复杂度低,收藏效率高,质量轻,是降低MMR-SPS建造成本与难度的重要一环。透镜式复合材料薄壁杆(composite thin-walled lenticular boom, CTLB)是电池子阵薄膜阵面的典型支撑结构,其线密度小,收纳比高,可靠性好,尺寸拓展性强,在大型薄膜可展系统中的应用前景广阔^[4-8]。

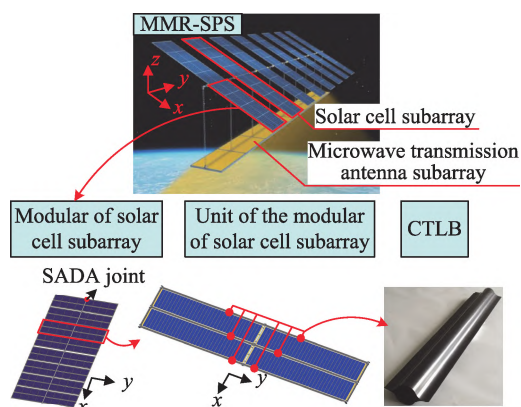


图1 空间太阳能电站及CTLB
Fig.1 Configurations of MMR-SPS and CTLB

航天器发射前,透镜式薄壁杆与薄膜阵面被紧密卷绕并收藏在载荷舱内,入轨后通过有源或无源方式驱动薄壁杆并带动薄膜部件展开。Leipold等^[9]将透镜式薄壁杆结构应用到了太阳翼上,研究了结构的展开方式;丁峻宏^[10]对CTLB盘卷收拢和展开过程进行了非线性准静态仿真;Chu等^[11-12]、楚中毅等^[13]分析了CTLB的收展过程力学响应,研究了电机驱动展开方法并进行了试验验证;Block等^[14]对比分析了CTLB的充气驱动和电机驱动展开过程,在失重状态下开展了试验研究;Liu等^[15]则针对形状记忆驱动展开方法进行了研究,开展了设计、分析、制备与试验;Bai等^[16-19]针对CTLB的制备工艺、收拢过程力学响应和展开动力学特性等开展了大量的理论、仿真与试验工作,进行了电机驱动展开机构样机研制。

关于CTLB的展开方法研究多集中在有源驱动展开,如充气驱动、电机驱动和形状记忆驱动。实际上,CTLB卷绕收拢后,如无外部约束,由于弹性变形而存储的应变能将驱动杆横截面弹性恢复,使CTLB卷绕体径向蓬松,薄壁杆无序展开。通过合理匹配CTLB弹性恢复驱动力/力矩与外部约束力/力矩,则可实现CTLB仅依靠自身应变能的无源自驱动展开。然而,在薄膜电池阵的自展开方面,仅有NASA进行了相关研究并进行了在轨验证与工程应用^[4,20-22],且其主支撑结构为C形圆管,针对透镜式薄壁杆的无源自驱动展开研究十分缺乏。鉴于此,本文面向透镜式薄壁杆的高收纳需求,最大程度地利用复合材料薄壁杆的弹性自恢复特性,开展无源自驱动展开方法研究。

1 CTLB 的收拢过程动力学分析

透镜式薄壁杆采用碳纤维/环氧复合材料制备^[23],构型如图 2 所示。CTLB 的壁厚 $t=0.18\text{ mm}$, 截面圆弧半径 $R_1=R_2=40\text{ mm}$, 偏心距 $c=0\text{ mm}$, 弧段夹角 $\alpha_0=\beta_0=60^\circ$, $a=69.28\text{ mm}$, 粘接宽度 $b=16\text{ mm}$, 材料密度 $\rho=1.6\text{ g/cm}^3$ 。

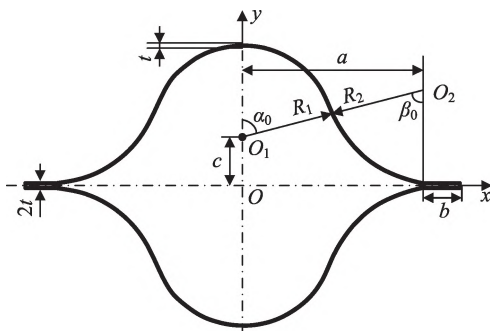


图 2 透镜式薄壁杆截面构型
Fig. 2 Cross section of CTLB

透镜式薄壁杆的收拢过程涉及薄壁杆的压扁与卷绕,在此过程中因发生弹性大变形所存储的应变能为 CTLB 的自展开提供驱动力/力矩。因而,分析 CTLB 的自展开动力学特性须以收拢后的应力应变分析为基础。

采用有限元软件 ABAQUS 分析 CTLB 的收拢过程,建模采用如下方法:1)以两刚性薄壳结构模拟压扁装置,在 CTLB 杆端位置处相向运动,分别对薄壁杆上下 Ω 形薄壳部分施加压扁载荷,直至薄壁杆一端被完全压扁,如图 3(b)所示;2)继承薄壁杆压扁后的变形、应力和应变分布结果;3)建立两半径相等的刚性薄壳圆筒用以模拟卷绕芯筒(hub),圆筒轴线与薄壁杆压扁端平行,薄壁杆的压扁端与其中一圆筒外表面采用 hinge 单元连接;4)两刚性圆筒分别以顺时针和逆时针方式转动,薄壁杆被压扁的同时随圆筒转动,从而卷曲缠绕在其中一个圆筒上,如图 3(c)所示。收拢过程的仿真建模过程如图 3 所示。

卷绕过程中薄壁杆的变形与应力分布情况如图 4 所示,上下两 Ω 形薄壳的飞边段(用于上下两 Ω 形薄壳粘结的平面段,宽度为 b ,如图 2 所示)的应力水平相对于圆弧壳部分一直很低;在薄壁杆压扁段及过渡段的弧面上,凸弧段与凹弧段过渡区域的应力值较小;卷绕在芯筒上后,

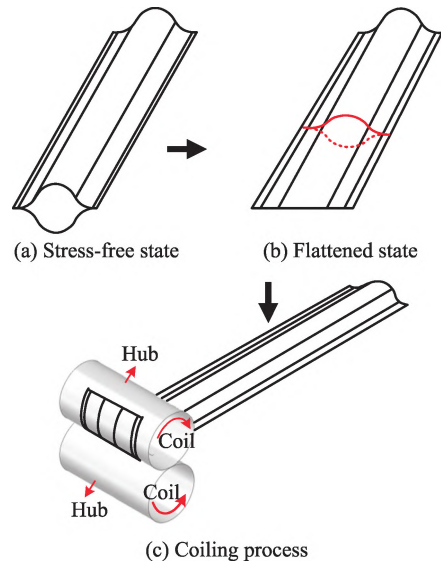


图 3 透镜式薄壁杆的压扁卷绕收拢
Fig. 3 Flattening and coiling processes of CTLB

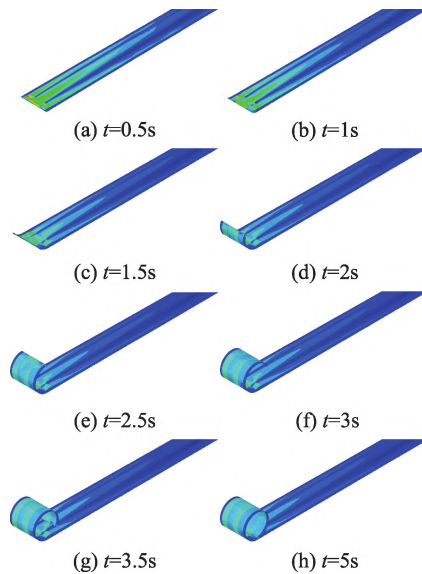


图 4 透镜式薄壁杆卷绕过程仿真结果
Fig. 4 Numerical result of the coiling process of CTLB
凸凹弧过渡区与其他部分的应力值之差减小。

2 CTLB 的收展控制组件剥离过程分析

透镜式薄壁杆收拢后需要位置约束元件保持圆柱形卷绕体不散、不径向膨大,展开过程中同样需要位置约束元件控制展开速度。以刀尾丝螭的头颈互锁系统上的纺锤形微刺(图 5)为原型,设计柔性粘扣^[24],用作 CTLB 的收展控制组件的收拢约束、展开控制元件,如图 6 所示。

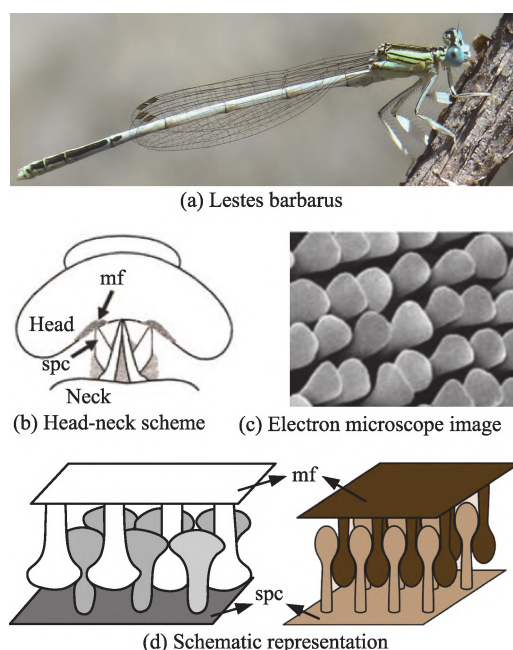


图5 刀尾丝螳的头颈互锁系统^[25-27]
Fig. 5 Microhook in adult dragonfly head-arrester system

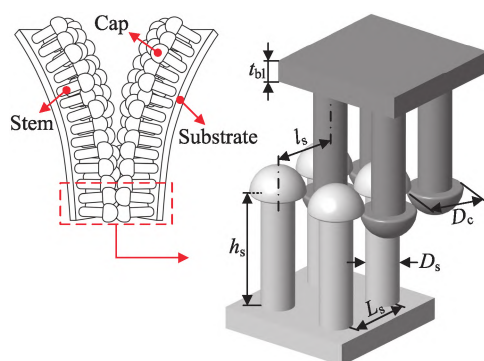


图6 钩挂头为半球形的柔性粘扣
Fig. 6 Three-dimensional image of flexible fastener with hemispherical caps

刀尾丝螳是蜻蜓目丝螳科丝螳属的昆虫,蜻蜓成虫的生理结构较为特殊,其颈部相对于硕大的头部而言十分纤细,头颈关节的强度较弱。然而,其头部仍可灵活地作转动、俯仰和偏航运动,并能在雌雄串联飞行、空中捕食与抓持撕咬猎物时保持头部的良好固定和视场的稳定。研究发现,在虹蜻、血红赤蜻、长叶异痣螳、刀尾丝螳(图5)等多种蜻蜓成虫的头部后表面(microtrichia field on back of head, mf)和颈部后侧颈片(post-cervical sclerites of the neck, spc)上,分布着大量的不同构型的微刺^[25],这些微刺组合构成了蜻蜓成虫的头颈互锁系统^[26]。正是得益于微刺间的表面摩擦和机械约束作用,在受到剧烈扰动时,头

部后表面上的微刺插入颈部后侧颈片的微刺之间的缝隙中,从而使得缺失对抗肌的蜻蜓仍能保证对头部的良好支撑和稳定控制。

刀尾丝螳的头部后表面和颈部后侧颈片上所分布的微刺具有相同的构型,均为具有椭球状端头的纺锤形(图5)。刀尾丝螳头颈互锁系统在剪切方向上的位置约束作用较强,但在法向上的位置约束则因主要由微凸体间的表面摩擦提供,约束作用相对较弱。以刀尾丝螳头颈互锁系统为原型,设计钩挂头(cap)为半球形的柔性粘扣(图6),相对于微凸体端头为椭球形、圆球形的柔性粘扣,接触面积增加,钩挂头的运动约束作用增强,提高了连接能力。本研究中,柔性粘扣的材料为聚丙烯,密度为 0.9 g/cm^3 ,弹性模量为 1.2 GPa 。

柔性粘扣的微凸体尺寸为亚毫米级, 1 cm^2 的粘扣带上分布有数十个微凸体,剥离过程中其变形量较大;另外由于微凸体作用对的钩挂头间的接触具有强非线性特征,使得仿真分析极其耗时。剑桥大学的研究^[28]指出,对于微凸体分布数量 N 较大的柔性粘扣带,其最大剥离力可由一对微凸体所形成的受力胞元的最大剥离力乘以 N 来近似等效。因而,以柔性粘扣的典型受力胞元(图7)为分析对象,研究其剥离过程力学响应。该简化方法在设计初期可大幅提升计算效率,为粘扣的力学性能快速设计提供指导。

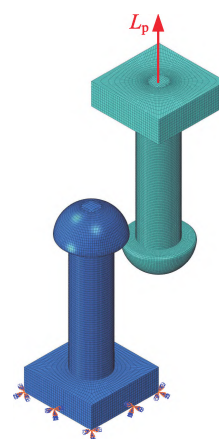


图7 半球头柔性粘扣典型受力胞元的有限元模型
Fig. 7 FE model of a pair of interlocking elements of the flexible fastener with hemispherical cap

采用ABAQUS/Explicit显示动力学方法,开展柔性粘扣剥离过程分析。经网格无关性验证,确定网格总数为293 152。剥离过程中,约束

下方粘扣基片下表面的所有自由度,垂直于上方粘扣基片的上表面施加法向位移载荷(剥离位移, L_p)。柔性粘扣的结构参数如表 1 所示,其中, D_s 为刺柱(stem)直径, h_s 为刺柱高度, L_s 为刺柱间距, D_c 为钩挂头(cap)直径, t_{bl} 为基片(substrate)厚度。

计算得到粘扣的载荷-位移曲线,如图 8 所示。随着剥离位移的增加,剥离力(下方粘扣基片下表面受到的反作用力, F_p)增大。当剥离力达到最大值后,随着剥离位移的继续增加($L_p > 0.0144 \text{ mm}$),剥离力减小;在该过程中又出现了多个峰值,这与钩毛型柔性粘扣剥离时所呈现的力学特性较为相似。当剥离位移增加至 0.0565 mm 时,上球头横向位移达到最大值。此后,两钩挂头圆平面及边缘弧面完全分离,仅球面接触,位置约束作用解除。

表 1 半球头柔性搭扣的结构参数

D_s/mm	h_s/mm	L_s/mm	D_c/mm	t_{bl}/mm
0.3	1.05	0.64	0.5	0.2

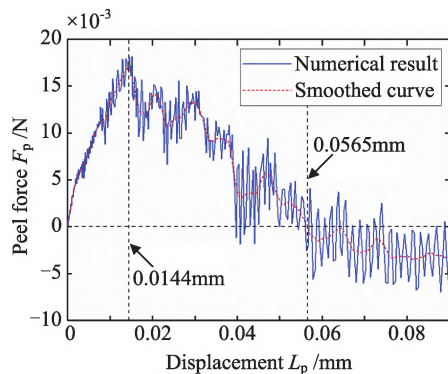


图 8 粘扣剥离的力学性能
Fig. 8 Peel force versus displacement

3 CTLB 的无源自驱动展开动力学分析

本章将采用以下方法建立薄壁杆的展开动力学模型:首先,以第 1 章所得到的薄壁杆卷绕体为基础,继承薄壁杆卷绕后的变形、应力和应变分布数据;然后,基于第 2 章所得到的柔性粘扣剥离过程力学性能参数,采用内聚力模型对其进行表征,柔性粘扣的作用位置为面向和背向卷

绕芯筒的薄壁杆内外侧的飞边表面,如图 9 所示。通过控制柔性粘扣力学性能参数的比例缩放因子 k_m ,分析柔性粘扣控制的薄壁杆展开过程及动力学行为。比例缩放因子 $k_m = F / F_p$, F 表示实际参与控制薄壁杆展开的柔性粘扣的连接力(与剥离力相等)。

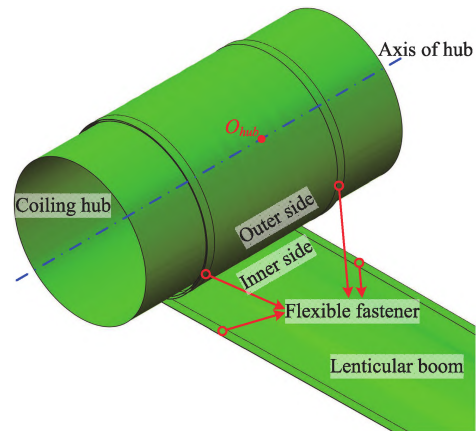


图 9 薄壁杆展开动力学模型
Fig. 9 Dynamic model of the deployment of CTLB

在不同的粘扣力学性能参数比例缩放因子(k_m)条件下,薄壁杆的展开动力学特性差异显著。当 $k_m = 2$ 时,粘扣对卷绕体的薄壁杆层间位置的控制能力有限,薄壁杆无法有序展开。在展开开始时,薄壁杆层间间距增加,卷绕体整体半径增大(图 10),相邻层间存在沿接触面切向方向的相对移动;随着层间间距的继续增加,芯筒开始沿薄壁杆原来卷绕部分的轴向运动,即沿 x 轴反方向运动。该过程中,芯筒在 y 方向上被抬升。该条件下薄壁杆的展开不满足沿轴向有序展开的预期。

当粘扣力学性能参数比例缩放因子(k_m)较大时,由图 11 可知,芯筒绕 x 和 y 轴的转角幅值较小,整体上有规律地呈正弦曲线变化,绕 z 轴的转角不断增大,这表明薄壁杆在稳定有序展开。图 12 为薄壁杆的稳定有序展开过程,此过程中,粘扣对卷绕体薄壁杆相邻层间位置的约束作用较强,除卷绕体与已展开薄壁杆轴向相切的部分外,卷绕体周向上薄壁杆仍保持紧密卷绕状态,卷绕体半径和层间距未增大;在卷绕体与已展开薄壁杆轴向相切部分,受薄壁杆弹性恢复力作用,粘扣被剥离;卷绕体在 y 轴方向上有小幅摆动,在 x 轴(薄壁杆轴向)方向上稳定移动。

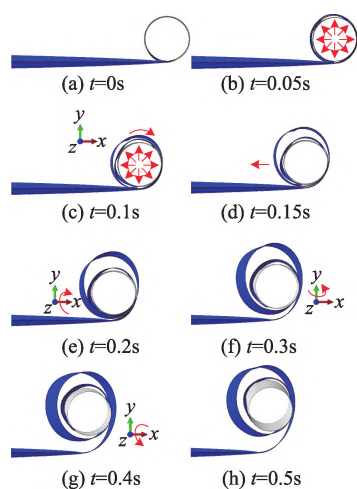


图 10 薄壁杆的无序展开 ($k_m = 2$)
Fig. 10 Chaos deployment of CTLB ($k_m = 2$)

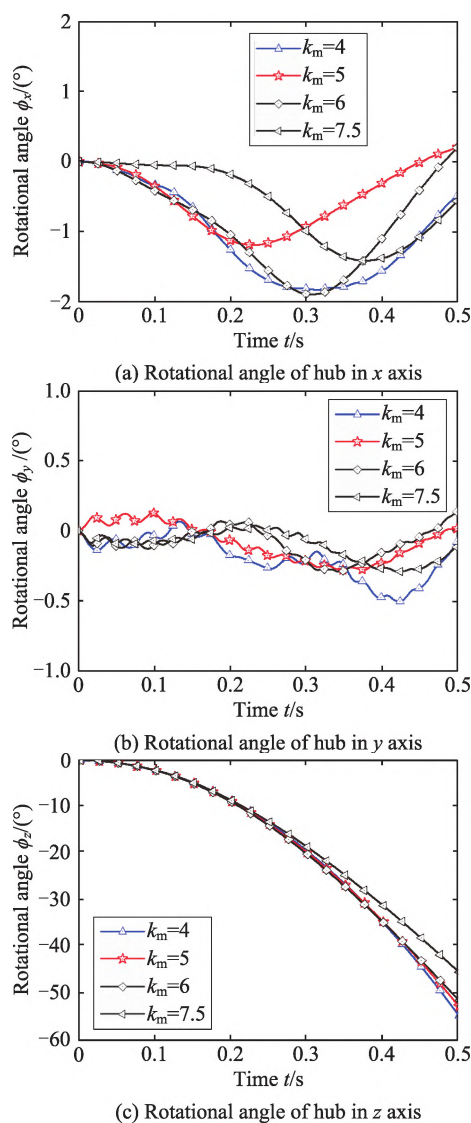


图 11 有序展开时芯筒轴心转角
Fig. 11 Rotational angle of hub as CTLB deploy orderly

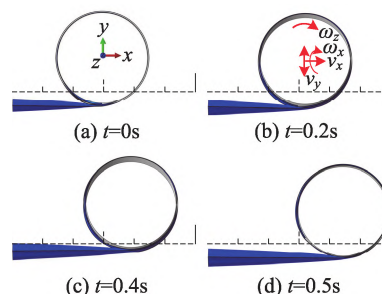


图 12 薄壁杆的有序展开 ($k_m = 4$)
Fig. 12 Numerical result of the orderly axially deployment of CTLB ($k_m = 4$)

当粘扣力学性能参数比例缩放因子 ($k_m \geq 10$) 过大时,柔性粘扣的连接力大于薄壁杆的弹性恢复力,位置约束作用过强,薄壁杆无法展开。粘扣力学性能参数比例缩放因子 $k_m \in (2, 10)$ 时,柔性粘扣可控制本薄壁杆有序展开。

4 结论

面向减小收拢包络、降低收展机构复杂度和质量的需求,开展了薄膜电池阵透镜式主支撑杆无源自驱动展开技术研究。建立了透镜式薄壁杆的仿真模型,分析了薄壁杆的压扁与卷绕收拢过程力学响应;采用仿生学方法设计钩挂头为半球形的柔性粘扣,分析了其剥离过程动态响应,得到了剥离力-位移曲线;基于薄壁杆收拢分析和柔性粘扣剥离分析结果,建立了柔性粘扣控制的薄壁杆的展开动力学模型,分析了粘扣连接力对薄壁杆展开过程的影响。结果表明:

- 1) 若粘扣连接力过小,薄壁杆层间间距增加,卷绕体整体半径增大,相邻层间沿接触面切向方向相对移动,薄壁杆将无序展开;
- 2) 适当增加连接力,粘扣对卷绕体薄壁杆相邻层位置约束作用增强,薄壁杆仅依靠自身弹性应变能可以实现无源自驱动有序展开。

柔性粘扣的连接力与薄壁杆的弹性恢复力的精准匹配是保证薄壁杆有序展开的关键,针对不同尺寸、不同材质的薄壁杆开展无源自驱动展开方法研究,提出更具普适性的理论模型,是今后提升薄膜电池阵自展开方案设计效率的重要途径。

参考文献(References)

- [1] 侯欣宾, 张萧, 成正爱, 等. 模块化多旋转关节空间太阳能电站方案设计[J]. 空间电子技术, 2023, 20(3): 1-6.
HOU X B, ZHANG X, CHENG Z A, et al. Concept design on modular multi-rotary joints solar power satellite [J]. Space Electronic Technology, 2023, 20(3): 1-6 (in Chinese).
- [2] 侯欣宾, 王立, 张兴华, 等. 多旋转关节空间太阳能电站概念方案设计[J]. 宇航学报, 2015, 36(11): 1332.
HOU X B, WANG L, ZHANG X H, et al. Concept design on multi-rotary joints SPS [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(11): 1332 (in Chinese).
- [3] HOU X B, LI M, NIU L L, et al. Multi-rotary joints SPS[J]. Online Journal of Space Communication, 2016 (18): 1.
- [4] BAO H, SPENCE B, WHITE S, et al. Commercialization of deployable space systems' roll-out solar array (ROSA) technology for space systems solar (SSL) solar arrays [C]// Proceedings of 2016 IEEE Aerospace Conference. MT: IEEE, 2016: 1-12.
- [5] CHAMBERLAIN M K, KIEFER S H, LAPOINTE M, et al. On-orbit flight testing of the roll-out solar array [J]. Acta Astronautica, 2021, 179: 407-414.
- [6] LEIPOLD M, WIDANI D, GROEPPER P. The European solar sail deployment demonstration mission [C]// Proceedings of 57th International Astronautical Congress. Valencia: AIAA, 2006: 1-11.
- [7] STRAUBEL M, BLOCK J, SINAPIUS M, et al. Deployable composite booms for various gossamer space structures [C]// Proceedings of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Denver, 2011: 1-11.
- [8] 彭涛, 林秋红, 李冰岩, 等. 航天器可展开薄膜遮光罩的构型设计与优化[J]. 中国空间科学技术, 2023, 43(1): 129-138.
PENG T, LIN Q H, LI B Y, et al. Configuration design and optimization of deployable membrane sunshield for spacecraft[J]. Chinese Space Science and Technology, 2023, 43(1): 129-138 (in Chinese).
- [9] LEIPOLD M, EIDE M, GAMER C E, et al. Solar sail technology development and demonstration [J]. Acta Astronautica, 2003, 52: 317-326.
- [10] 丁峻宏, 咸奎成, 韩轩, 等. 空间豆荚杆机构收展过程的并行仿真计算[J]. 宇航学报, 2011, 32(3): 676-682.
DING J H, XIAN K C, HAN X, et al. Parallel computing for simulation of stowing and deployment process of space lenticular boom mechanism[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(3): 676-682 (in Chinese).
- [11] CHU Z Y, LEI Y A. Design theory and dynamic analysis of a deployable boom [J]. Mechanism and Machine Theory, 2014, 71: 126-141.
- [12] CHU Z Y, HU J, YAN S B, et al. Experiment on the retraction/deployment of an active-passive composited driving deployable boom for space probes [J]. Mechanism and Machine Theory, 2015, 92: 436-446.
- [13] 楚中毅, 雷宜安. 主被动复合驱动空间探测柔性伸杆机构的参数匹配[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 268-278.
CHU Z Y, LEI Y A. Parameter matching for deployable manipulator with active-passive composite driver in space probe [J]. Acta Astronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 268-278 (in Chinese).
- [14] BLOCK J, STRAUBEL M, WIEDEMANN M. Ultralight deployable booms for solar sails and other large gossamer structures in space [J]. Acta Astronautica, 2011, 68: 984-992.
- [15] LIU Z, LI Q, BIAN W, et al. Preliminary test and analysis of an ultralight lenticular tube based on shape memory polymer composites[J]. Composite Structures, 2019, 223: 110936.
- [16] 白江波, 熊峻江, 高军鹏, 等. 可折叠复合材料豆荚杆的制备与验证[J]. 航空学报, 2011, 32(7): 1217-1223.
BAI J B, XIONG J J, GAO J P, et al. Fabrication and validation of collapsible composite lenticular tubes [J]. Acta Astronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(7): 1217-1223 (in Chinese).
- [17] BAI J B, CHEN D, XIONG J J, et al. Folding analysis for thin-walled deployable composite boom [J]. Acta Astronautica, 2019, 159: 622-636.
- [18] BAI J B, XIONG J J, GAO J P, et al. Analytical solutions for predicting in-plane strain and interlaminar shear stress of ultra-thin-walled lenticular collapsible composite tube in fold deformation [J]. Composite Structures, 2013, 97: 64-75.
- [19] BAI J B, XIONG J J. Temperature effect on buckling properties of ultra-thin-walled lenticular collapsible composite tube subjected to axial compression [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27 (5): 1312-1317.
- [20] MATTHEW K C, STEPHEN H K, MATT L, et al. On-orbit flight testing of the roll-out solar array [J]. Acta Astronautica, 2021, 179: 407-414.
- [21] CHAMBERLAIN M K, KIEFER S H, BANIK J. On-orbit structural dynamics performance of the roll-out solar array [C]// Proceedings of 2018 AIAA Spacecraft Structures Conference. Kissimmee: AIAA, 2018: 1-22.
- [22] BRIAN R S, STEVE W, MATT L, et al. International space station (ISS) roll-out solar array (ROSA)

- spaceflight experiment mission and results [C]// Proceedings of World Conference on Photovoltaic Energy Conversion; European Photovoltaic Solar Energy Conference; Photovoltaic Science and Engineering Conference; IEEE Photovoltaic Specialist Conference. Waikoloa: IEEE, 2018: 3522-3529.
- [23] 谢超, 张恩杰, 严飙, 等. 空间可展薄膜阵列天线构型设计与验证[J/OL]. 机械工程学报: 1-9 [2024-03-11]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2187.TH.20231018.1102.004.html>.
- XIE C, ZHANG E J, YAN B, et al. Configuration design and demonstration of a spaceborne deployable membrane array antenna[J/OL]. Journal of Mechanical Engineering: 1-9 [2024-03-11]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2187.TH.20231018.1102.004.html> (in Chinese).
- [24] ZHANG E J, XIE C, FANG G Q, et al. Mechanical property analysis of a novel peel-speed sensitive flexible fastener [J]. Vibroengineering Procedia, 2022, 41: 103-109.
- [25] GORB S N. Ultrastructural architecture of microtrichia in insect cuticle[J]. Journal of Morphology, 1997, 234 (1): 1-10.
- [26] GORB S N. Evolution of the dragonfly head-arresting system [J]. Proceedings of the Royal Society B: Biological Sciences, 1999, 266(1418): 525-535.
- [27] GORB S N. Biological and biologically inspired attachment systems [M]. Berlin: Springer, 2010: 1525-1551.
- [28] WILLIAMS J A, DAVIES S G, FRAZER S. The peeling of flexible probabilistic fasteners[J]. Tribology Letters, 2007, 26(3): 213-222.

作者简介:

张恩杰(1987—),男,博士,高级工程师,研究方向为空间柔性可展结构动力学,ejz.2007@163.com。

(编辑:程松涛)