0254-6124/2016/36(1)-092–07 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

HU Ming, LI Wenjuan, CHEN Wenhua, TIAN Fangfei, ZHANG Yang. Motion simulation and function test on repeated fold-unfold mechanism of fan-shaped solar array (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2016, **36**(1): 92-98. DOI:10.11728/cjss2016.01.092

扇形太阳翼重复折展机构运动仿真及其功能试验*

胡 明 李文娟 陈文华 田芳菲 张 阳

(浙江理工大学 浙江省机电产品可靠性技术研究重点实验室 杭州 310018)

摘 要 传统折叠式太阳翼体积与重量大, 采用一次性展开锁定机构易引起航天器调姿或变轨时的颤振. 为此提出了一种新型扇形太阳翼重复折展机构. 基于 ProE/Adams 联合仿真, 建立虚拟样机模型, 获取不同电机转速下扇形太阳翼转动导板展开运动参数的变化规律, 对所研制的扇形太阳翼重复折展机构原理样机进行展开功能试验. 对比仿真与试验结果可知, 在电机允许转速范围内调节转速, 扇形太阳翼重复折展机构均可在规定时间内完全展开锁定, 具有重复折展与锁解功能, 且仿真与试验数据高度吻合, 表明其符合设计要求.

关键词 扇形太阳翼, 重复折展机构, 运动仿真, 原理样机试验

中图分类号 V 423.4

Motion Simulation and Function Test on Repeated Fold-unfold Mechanism of Fan-shaped Solar Array

HU Ming LI Wenjuan CHEN Wenhua TIAN Fangfei ZHANG Yang

(*Zhejiang Province's Key Laboratory of Reliability Technology for Mechanical and Electrical Products, Zhejiang Sci-Tech University, Hangzhou* 310018)

Abstract The traditional folding solar array with large size and big mass, using single deployment and locking mechanism, can cause flutter during the spacecraft attitude adjustment or orbital transfer, and hence a fan-shaped solar array with repeated fold-unfold and lock-unlock mechanism scheme was designed. A virtual prototype model is established based on ProE/Adams co-simulation, and the motion parameter changing rule of the pivot panel at different motor rotational speeds is obtained. The deployment function verification test is carried out using the prototype. By comparing the simulation result with the test data, it can be known that the mechanism can be fully deployed and locked in time when the motor speed is changed in prescriptive range, and can be deployed and locked repeatedly. The simulation result is highly consistent with the test data, which shows that the design can meet the requirements.

Key words Fan-shaped solar array, Repeated fold-unfold mechanism, Motion simulation, Prototype test

---

* 国家自然科学基金项目 (51375458), 浙江省自然科学基金项目 (LZ12E05004), 教育部高校博士点基金优先发展项目 (20123318130001) 和浙江理工大学 521 人才培养计划项目共同资助

2015-01-05 收到原稿, 2015-09-18 收到修定稿

E-mail: huming@zstu.edu.cn

0 引言

太阳翼是航天器的主要供能装置, 由于受运载工具空间尺寸及工作环境等因素影响, 在发射阶段折叠收拢于整流罩内, 当航天器与运载工具分离后展开成平面状并锁定 [1−2]. 当前绝大多数太阳翼均采用矩形太阳能电池帆板, 基于刚性复合蜂窝板结构, 其质量较大, 经展开机构实现展开后的一阶固有频率相对较低 [3−4], 装载体积较大, 对航天器的空间限制提出了较高要求.

太阳翼展开机构是否展开到位并可靠锁定对航天器能否顺利完成规定任务具有重要影响. 针对太阳翼的展开运动已有较多研究. An 等 [5] 以某多级展开太阳翼为对象, 采用扭簧驱动、绳索联动实现同步展开, 利用 Adams 进行展开动力学仿真分析, 得到展开角度与时间的关系以及卫星姿态变化. Ren 等 [6] 设计了一种二维展开式太阳翼, 利用 Nastran/Adams 联合仿真, 并对其展开同步性及锁定时的冲击力进行分析. Spence 等 [7] 研制了一种旋转展开式太阳翼系统, 并考虑空间环境影响, 进行了运动学及动力学分析与试验. Narayana 等 [8] 对一种二次展开卫星太阳翼进行数值研究, 利用 Adams 对其侧板在轨展开时间及锁定瞬间的速度进行了分析. 上述研究中的太阳翼多采用传统的多级一次性展开与锁定机构, 通过平行展开的方式实现同步展开, 其锁定机构以锁紧销及其各种演变形式为主 [9]. 一次性展开锁定机构无法实现航天器在变轨或调姿时的太阳翼折叠, 即太阳翼仍处于展开状态, 此状态下易出现颤振, 不仅影响航天器的姿态稳定性, 还可能导致太阳翼根部铰链的断裂, 从而造成整个航天任务失败.

目前, 对于传统太阳翼展开锁定机构的研究主要涉及机构与结构设计、运动学与动力学特性分析及可靠性评价等, 研究方法以仿真分析为主, 而对扇形太阳翼重复折展机构的仿真与试验研究相对较少.

本文基于以挠性薄膜为基底的太阳能电池帆板, 设计一种新型扇形太阳翼重复折展机构, 采用旋转方式实现多块太阳能电池帆板的同步折展, 完全张紧展开后形成圆面, 具有跨度大、质量轻、阻尼弱等大挠性结构特征, 且具有较高刚度和一阶固有频率 [10−11], 能够有效降低太阳能帆板质量, 提高帆板单位质量供电功率.

1 设计要求

扇形太阳翼重复折展机构在折叠状态下需满足规定的尺寸要求, 展开运动过程中需满足展开时间、展开角度及各支撑架之间不发生干涉等; 完全展开到位时, 则需保证准确、及时、可靠锁定, 且锁定时应避免出现较大冲击. 扇形太阳翼重复折展机构必须满足如下设计要求. ①具有重复折叠、展开、锁定、解锁功能; ②机构展开前, 使连接架展开至 90°; ③展开时间 $t \in [15, 30]$ s; ④折叠、展开过程中各部件无运动干涉; ⑤完全展开锁定时, 角度误差为 ±1°, 且锁定时最大冲击载荷 $F_{\max} \leqslant 50$ N[12−13]. 据此, 可以得到如图 1 所示的扇形太阳翼重复折展机构工作循环过程.

扇形太阳翼重复折展机构采用步进电机有源驱动, 其基本结构包括动力源 (步进电机)、同步带传动机构、折展机构行星轮系、梯形锁解机构、转动导板、支撑架组件、辅助部件 (连接架、静止板) 等 [14], 如图 2 所示.

扇形太阳翼重复折展机构的工作原理为: 初始状态太阳翼折叠压紧在航天器本体表面, 到达预定轨道后接受遥控指令, 太阳翼展开机构释放, 连接架旋转 90° 并锁定. 与此同时, 步进电机启动, 带动同步传动机构运动, 通过与同步大带轮连接的联动装置, 带动转动导板 (与行星齿轮固连) 作平面运动, 牵动支撑架组件展开, 相邻两支撑架间的一端通过定位销

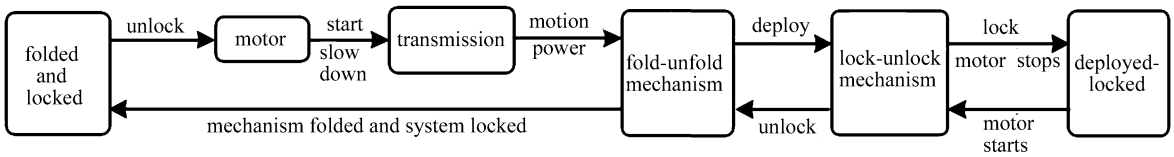


图 1 扇形太阳翼重复折展机构工作循环过程

Fig. 1 Working cycle diagram of fan-shaped solar array repeated fold-unfold mechanism

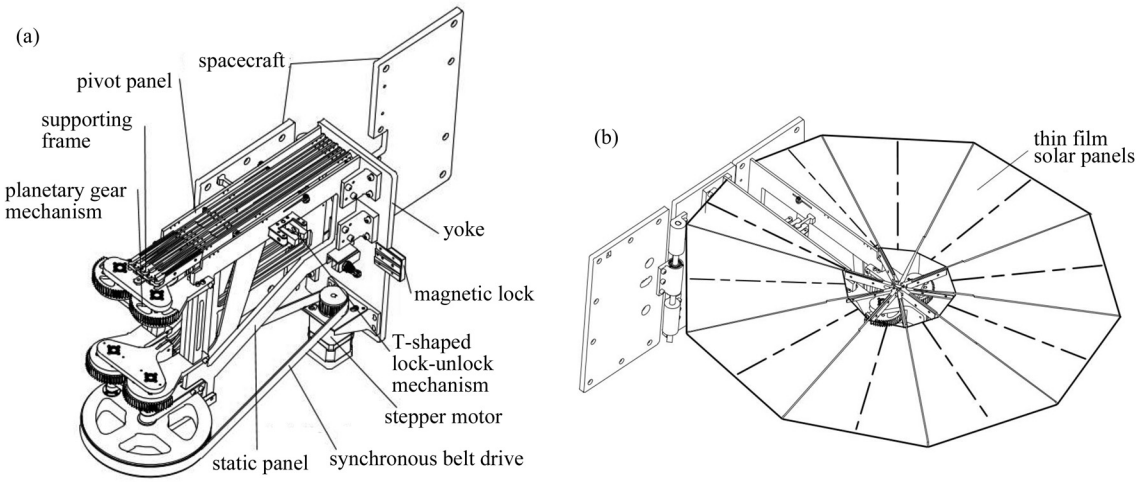


图 2 扇形太阳翼重复折展机构结构. (a) 完全折叠状态, (b) 完全展开锁定状态

Fig. 2 Structure diagram of fan-shaped solar array repeated fold-unfold mechanism. (a) State of fully folded, (b) state of fully deployed and locked

依次铰接, 每相邻两支撑架之间沿径向方向可安装一块薄膜太阳能帆板, 静止板和转动导板之间不予安装. 当电池帆板完全展开时, 展开机构则继续牵引转动导板, 使锁紧机构动作, 实现扇形太阳翼机构展开状态的可靠锁定. 若需收拢太阳翼, 则可通过电机反转将锁解机构解锁后实现转动导板的反转.

2 扇形太阳翼重复折展机构运动仿真

2.1 重复折展机构实体建模

根据扇形太阳翼重复折展机构的结构特征, 在 ProE 中建立实体模型后导入 Adams, 添加质量属性及运动副, 设置驱动力, 并建立其虚拟样机仿真模型.

这里各零部件质量属性依据实际计算进行添加, 扇形太阳翼重复折展机构的同步带传动机构通过添加关联副约束, 行星轮系通过添加齿轮副约束, 支撑架组件通过在相邻两支撑架间添加转动副约束, 锁解机构则通过设置弹簧的刚度及阻尼系数并在楔块与两夹紧臂间添加碰撞接触来约束, 其锁解机构模型如图 3 所示.

2.2 重复折展机构运动传递模型

根据扇形太阳翼重复折展机构的运动传递路线得到其传动系统运动简图, 即同步带传动与行星轮系组合式展开机构, 如图 4 所示. 在扇形太阳翼重复折展机构展开过程的任一时刻, 有

$$\Phi = 6n\frac{i_{\mathrm{G}}}{i_{\mathrm{R}}i_{\mathrm{V}}}t, \tag{1}$$

$$\omega = \frac{\mathrm{d}\Phi}{\mathrm{d}t} = 6n\frac{i_{\mathrm{G}}}{i_{\mathrm{R}}i_{\mathrm{V}}}, \tag{2}$$

$$\alpha = \frac{\mathrm{d}^2\Phi}{\mathrm{d}t^2} = 0. \tag{3}$$

式 (1)~(3) 中: n 为电机输入转速 ($\mathrm{r{\cdot}min^{-1}}$); i_{R}, i_{V}, i_{G} 分别为减速器、同步带传动、行星轮系的传动比; Φ, ω, α 分别为行星齿轮的绝对展开角位移 (°)、角速度 [(°)·s^{-1}] 和角加速度 [(°)·s^{-2}].

由公式 (1)~(3) 可知, 在扇形太阳翼重复折展机构展开过程中, 行星齿轮以恒定角速度运动, 角加速度在展开过程中为零.

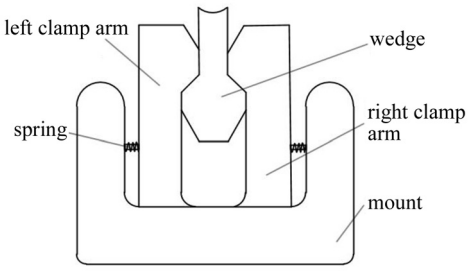


图 3 扇形太阳翼梯形锁解机构模型

Fig. 3 Model of T-shaped lock-unlock mechanism of fan-shaped solar array

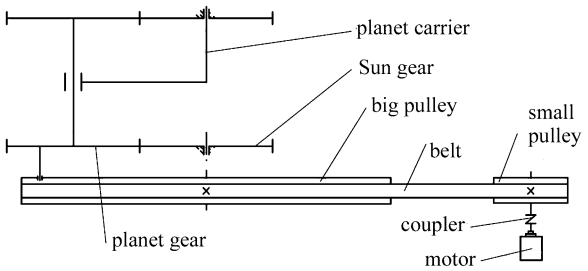


图 4 扇形太阳翼传动系统

Fig. 4 Transmission system of fan-shaped solar array

2.3 重复折展机构运动仿真

扇形太阳翼重复折展机构在展开过程中为刚体系统, 电机经传动系统将动力传递给转动导板, 由转动导板带动各支撑架实现同步展开. 因此, 测量转动导板的运动参数变化规律即可确定重复折展机构的运动情况. 根据太阳翼重复折展机构的设计要求, 展开时间 $t \in [15, 30]\,\mathrm{s}$, 计算得到驱动电机转速范围 $n \in [47, 93]\,\mathrm{r{\cdot}min^{-1}}$. 由此取电机转速 $n = 50\,\mathrm{r{\cdot}min^{-1}}$, 仿真测得转动导板的角位移、角速度及角加速度曲线 (见图 5).

上述所测的角位移为转动导板 (与行星齿轮固连) 相对行星架角位移, 当机构完全展开时, 行星架转过 180°, 因此其绝对角位移理论值为 360°. 另外, 在太阳翼重复折展机构允许的转速内 ($n \in [47, 93]\,\mathrm{r{\cdot}min^{-1}}$), 分别取 60, 70, 80, $90\,\mathrm{r{\cdot}min^{-1}}$ 进行太阳翼展开运动仿真, 仿真结果列于表 1.

由此可知, 太阳翼重复折展机构的转动导板展开角度为 $360°{\pm}0.4°$, 满足角度误差在 $\pm1°$ 内的要求, 且其展开时间 $t \in [15, 30]\,\mathrm{s}$. 由仿真曲线 (见图 5) 可知, 太阳翼重复折展机构在展开过程中, 当电机转速为 $50\,\mathrm{r{\cdot}min^{-1}}$ 时, 转动导板角速度约为 $6.42(°){\cdot}\mathrm{s^{-1}}$, 角加速度整体趋势为零, 仅在展开阶段末端当锁解机构动作时产生了瞬时加速度, 约为 $0.42(°){\cdot}\mathrm{s^{-2}}$, 且在 0.2 s 内趋于零, 表明太阳翼重复折展机构展开相对平稳, 且锁定冲击小, 符合设计约束条件.

表 1 扇形太阳翼展开运动仿真结果 (转动导板)

Table 1 Deployment motion simulation results of fan-shaped solar array (pivot panel)

电机转速/($\mathrm{r{\cdot}min^{-1}}$)	展开时间/s	角位移/(°)	角速度/[(°)·$\mathrm{s^{-1}}$]	角加速度/[(°)·$\mathrm{s^{-2}}$]
50	28.84	360.00	6.42	0.42
60	24.02	359.84	7.71	0.57
70	20.59	359.89	9.00	0.63
80	18.03	359.65	10.28	0.85
90	16.04	359.87	11.57	0.87

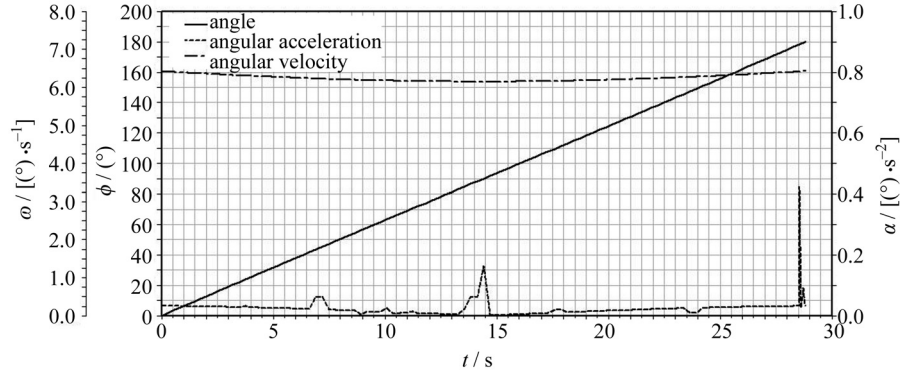


图 5 转动导板运动参数变化曲线

Fig. 5 Changing curves of the pivot panel motion parameters

3 扇形太阳翼原理样机试验

3.1 重复折展机构测试装置功能

利用太阳翼重复折展机构测试装置验证太阳翼机构的解锁、展开、锁定等功能, 测试扇形太阳翼转动导板的运动参数, 包括展开时间和展开角位移、角速度及角加速度; 同时通过上位机界面输出展开过程中转动导板所受驱动力及锁紧过程中锁解机构动作所产生的冲击力等. 具体测试方法如下.

(1) 展开时间通过限位开关限制, 从电机启动到转动导板触碰到静止板限位开关时间为展开时间.

(2) 展开角位移由安装在转动导板上的旋转编码器测定, 通过控制系统传输到上位机界面.

(3) 展开角速度和角加速度测定根据角位移数学模型求导编程实现.

(4) 转动导板所受驱动力及锁解机构锁紧冲击力由传感器测定, 并由上位机界面输出.

3.2 重复折展机构原理样机功能试验

应用所研制的扇形太阳翼重复折展机构原理样机测试装置对其进行展开功能试验. 首先, 将驱动电机转速设为 $50\,\mathrm{r\cdot min^{-1}}$, 展开机构的转动导板运动参数测试结果如图 6 所示.

分别输入电机转速为 60, 70, 80, $90\,\mathrm{r\cdot min^{-1}}$, 测得太阳翼展开过程的运动参数变化情况, 试验结果列于表 2.

由上述结果可知, 随着电机转速增加, 展开时间逐渐减小, 展开角位移满足锁定时其误差允许范围, 表明太阳翼重复折展机构在规定时间内能够完全展开到位并可靠锁定. 由原理样机运动测试曲线可知, 当电机转速为 $50\,\mathrm{r\cdot min^{-1}}$ 时, 转动导板展开角速度在 $6.27(^\circ)\cdot\mathrm{s^{-1}}$ 附近波动, 展开角加速度在 $(-0.5, 0.5)$ $(^\circ)\cdot\mathrm{s^{-2}}$ 范围内波动. 当太阳翼机构进行锁定动作时, 由于锁定冲击导致其角加速度加大, 达到 $0.5(^\circ)\cdot\mathrm{s^{-2}}$, 但 0.71 s 后趋于零. 在展开过程中, 由于暂未设置原理样机重力平衡装置, 展开机构可视作悬臂梁, 在重力作用下实现展开运动引起微小振动, 导致角速度 $\omega \in (6.07, 6.47)$ $(^\circ)\cdot\mathrm{s^{-1}}$, 角加速度 $\alpha \in (-0.5, 0.5)$ $(^\circ)\cdot\mathrm{s^{-2}}$.

3.3 仿真与试验结果对比分析

将扇形太阳翼重复折展机构仿真结果 (见表 1) 与测试结果 (见表 2) 进行对比, 得到对比曲线如图 7 所示.

综上可知, 太阳翼重复折展机构仿真在未考虑摩擦力及运动副间隙误差等条件下, 仿真展开时间小于试验展开时间, 仿真展开角速度大于原理样机试验展开角速度, 仿真最大角加速度与试验最大角加速度随电机转速增加而增大, 其数值变化基本一致. 对比可知, 以转动导板为例, 展开过程中的展开时间、展开角位移、展开角速度及展开角加速度的仿真与试验结果吻合较好, 符合设计要求.

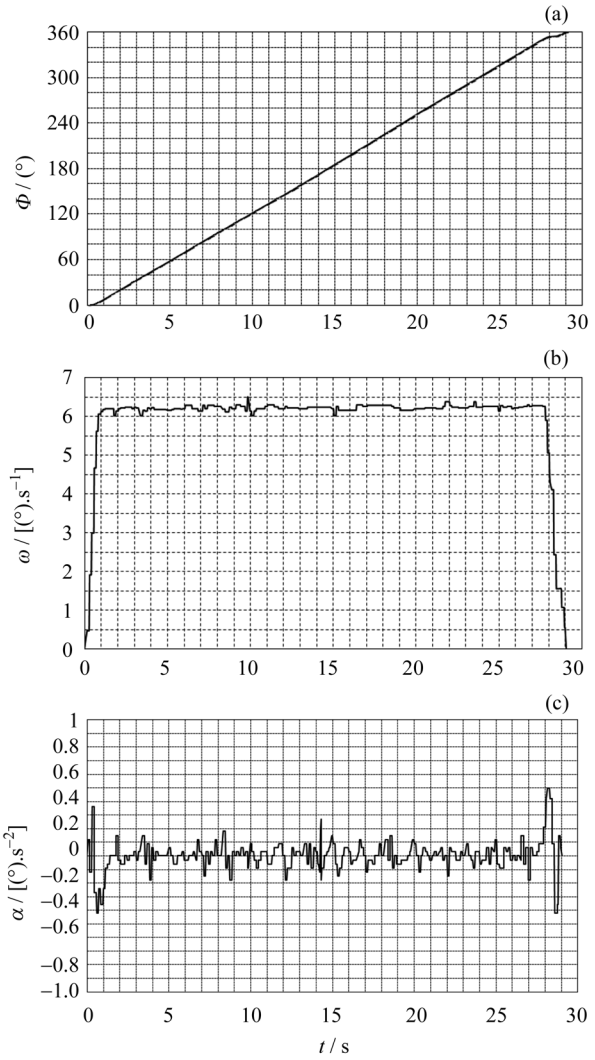


图 6 扇形太阳翼原理样机运动参数变化曲线. (a) 角位移, (b) 角速度, (c) 角加速度

Fig. 6 Changing curves of prototype motion parameters of fan-shaped solar array. (a) Angle, (b) angular velocity, (c) angular acceleration

表 2 扇形太阳翼原理样机展开运动参数结果

Table 2 Deployment motion parameters results of fan-shaped solar array prototype

电机转速/(r·min^{-1})	展开时间/s	角位移/(°)	角速度/[(°)·s^{-1}]	角加速度/[(°)·s^{-2}]
50	29.04	359.90	6.27	0.50
60	24.42	359.20	7.63	0.60
70	21.44	359.34	8.79	0.73
80	18.59	359.34	10.13	0.76
90	16.85	359.05	11.45	0.82

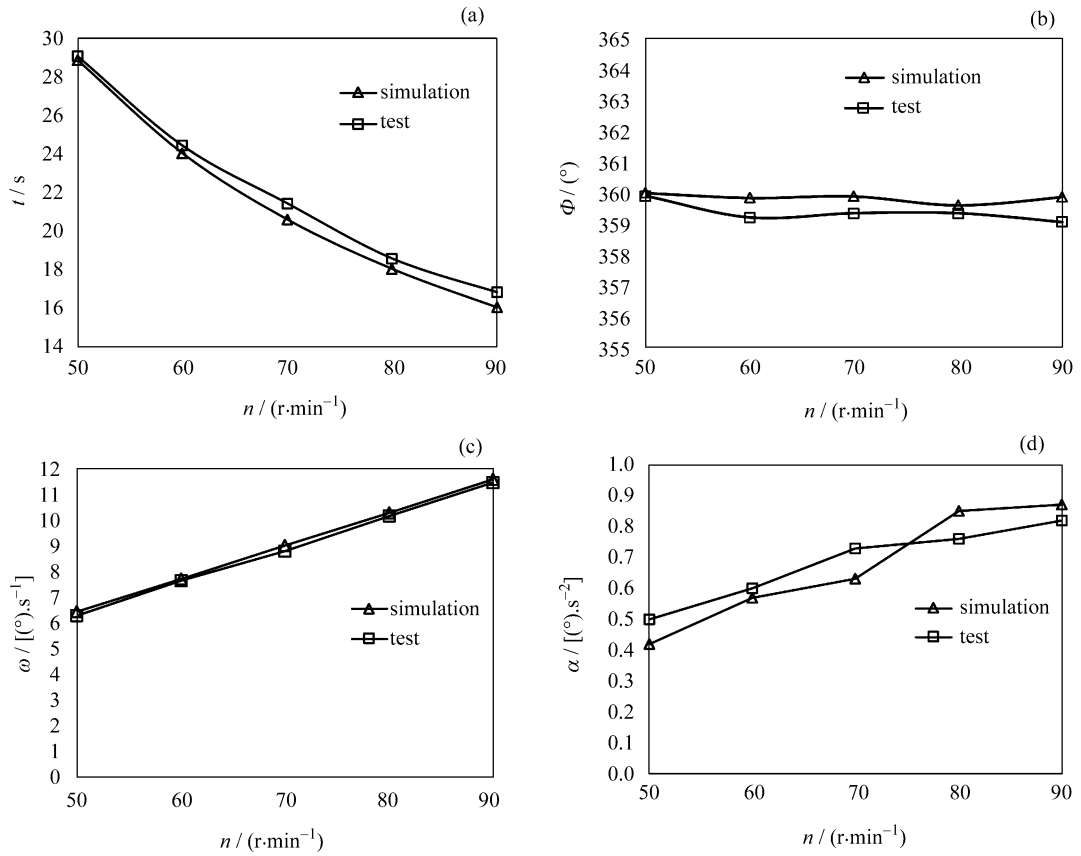


图 7 太阳翼机构仿真与试验结果对比. (a) 展开时间, (b) 展开角位移, (c) 展开角速度, (d) 展开角加速度

Fig. 7 Comparison between the simulation and the test results. (a) Deployment time, (b) deployment angle, (c) deployment angular velocity, (d) deployment angular acceleration

4 结论

为实现太阳翼的重复折展锁解, 降低太阳翼整体质量, 提高单位质量的供电功率, 在分析太阳翼重复折展机构工作循环过程与工作原理的基础上, 提出一种新型扇形太阳翼重复折展机构. 基于所建立的太阳翼重复折展机构实体模型和运动传递模型, 对其进行了运动学仿真分析; 应用所研制的原理样机测试系统进行了扇形太阳翼重复折展机构的展开功能试验, 并完成仿真与试验结果的对比分析. 结果表明, 仿真与试验中太阳翼重复折展机构均能在规定时间内完全展开并可靠锁定. 经对比分析得出, 仿真与试验结

果吻合度较高, 验证了扇形太阳翼重复折展机构设计的合理性, 为其后续工程应用研究提供了参考.

参考文献

[1] MA Xingrui, YU Dengyun, SUN Jing, *et al*. The researching evolvement of spacecraft deployment and driving mechanism [J]. *J. Astron.*, 2006, **27**(6): 1123-1131 (马兴瑞, 于登云, 孙京, 等. 空间飞行器展开与驱动机构研究进展 [J]. 宇航学报, 2006, **27**(6): 1123-1131)

[2] CHEN Liemin. Spacecraft Structures and Mechanisms [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2005: 354-374 (陈烈民. 航天器结构与机构 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2005: 354-374)

[3] LI Junlan, YAN Shaoze, WU Xiaoyan, *et al*. Effects of gravity potential on frequency of deployable panel structures [J]. *J. Tsinghua. Univ.* (*Sci. Technol.*), 2012, **52**(1): 25-30 (李君兰, 阎绍泽, 吴小燕, 等. 太阳翼可展结构频率的重力势影响 [J]. 清华大学学报 (自然科学版), 2012, **52**(1): 25-30)

[4] LI Dongxu. Structural Dynamics of Flexible Spacecraft [M]. Beijing: Science Press, 2010: 218-244 (李东旭. 挠性航天器结构动力学 [M]. 北京: 科学出版社, 2010: 218-244)

[5] AN Yuan, GU Song, JIN Guang. Analysis and simulation of deployment motion of satellite solar array [J]. *Chin. J. Opt. Appl. Opt.*, 2009, **2**(1): 29-35 (安源, 谷松, 金光. 卫星太阳翼展开运动的分析及仿真 [J]. 中国光学与应用光学, 2009, **2**(1): 29-35)

[6] REN Shouzhi, SHANG Hongjun, PU Hailing. Dynamic simulation for deployment of a 2-dimension solar array [J]. *Spacecr. Eng.*, 2012, **21**(4): 32-36 (任守志, 商红军, 濮海玲. 一种二维展开太阳翼的展开动力学仿真分析 [J]. 航天器工程, 2012, **21**(4): 32-36)

[7] SPENCE B, WHITE S, WILDER N, *et al*. Next generation ultra-flex technology maturation for NASA's new millennium program space technology 8 [C]//IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2005: 1-13

[8] NARAYANA B L, KUMAR H N S, NAGESH G, *et al*. Deployment simulation for the side panels of a spacecraft solar array [C]//13th National Conference on Mechanisms and Machines (NaCoMM07). Bangalore, India: IISc, 2007: 1-8

[9] ZHANG Z J, YUAN G Z, ZOU Y J. Study on latch-up impact loads during solar wing deployment [J]. *Spacecr. Eng.*, 2012, **21**(3): 31-36

[10] JONES P A, SPENCE B R. Spacecraft solar array technology trends [C]//IEEE Aerospace Conference Proceedings. Snowmass at Aspen: IEEE, 1998: 141-152

[11] WHITE S F, DOUGLAS M V, TAKEDA R S, *et al*. Solar Arrays: US0126775 [P]. 2009-05-21

[12] CHEN Tianzhi, WANG Xian, CHAI Hongyou. Method of modifying maximum impact load on solar array deployment and locking process [J]. *Spacecr. Eng.*, 2011, **20**(6): 55-62 (陈天智, 王晛, 柴洪友. 太阳翼展开锁定最大冲击载荷修正方法 [J]. 航天器工程, 2011, **20**(6): 55-62)

[13] YOU Bindi, WANG Xinggui, CHEN Jun. Vibration and impact for deployable solar array of satellite with locking hinges [J]. *J. Mech. Eng.*, 2012, **48**(21): 67-75 (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): 67-75)

[14] YUAN Jiajun. Design and Analysis of Satellite Structures [M]. Beijing: China Astronautic Publishing Company, 2009: 210-267 (袁家军. 卫星结构设计与分析 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009: 210-267)