0254-6124/2013/33(1)-108–07 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Hu Ming, Yuan Weidong, Chen Wenhua, Kong Fei, Qian Ping, Chen Changzu. Design and deploying characteristics analysis on two-stage helical repeated fold-unfold and lock-unlock solar wing. *Chin. J. Space Sci.*, 2013, **33**(1): 108-114

双级螺旋式重复折展锁解太阳翼设计与展开特性分析*

胡 明 袁伟东 陈文华 孔 菲 钱 萍 陈昌足

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

摘 要 提出了双级螺旋式重复折展锁解太阳翼, 通过分析其工作原理, 根据双级螺旋式重复折展锁解太阳翼设计需求, 完成了其功能分析以及技术参数和结构尺寸的确定. 通过双级螺旋式重复折展锁解太阳翼展开特性分析, 研究了重复折展锁解太阳翼运动传递关系, 建立了其展开运动特性分析模型, 包括正运动学和逆运动学模型. 利用仿真求解计算获取获得了太阳翼各基板展开的同步度与平面度值. 仿真结果表明, 所提出的双级螺旋式重复折展锁解太阳翼满足设计指标要求, 为其进一步研究提供了重要理论依据.

关键词 太阳翼, 双级螺旋机构, 重复折展锁解, 展开运动学

中图分类号 V 423. 6, TH 132. 1

Design and Deploying Characteristics Analysis on Two-stage Helical Repeated Fold-unfold and Lock-unlock Solar Wing

HU Ming YUAN Weidong CHEN Wenhua KONG Fei

QIAN Ping CHEN Changzu

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

Abstract Two-stage helical repeated fold-unfold and lock-unlock solar wing is designed. Its function analysis is conducted. Firstly, its working principle is analyzed. Based on the requirement of two-stage helical repeated fold-unfold and lock-unlock solar wing, technological parameters and specific structural parameters are determined. The fold-unfold and lock-unlock solar wing unfolding characteristic is analyzed. According to the transitive relation analysis of repeated fold-unfold and lock-unlock solar wing, the analysis modeling on its deploying kinetic characteristics, including forward kinematics and inverse kinematics, are derived. Simulation results show that plane degree and

* 国家自然科学基金重点项目 (50935002), 浙江省自然科学基金重点项目 (LZ12E05004), 2011 年度省级公益性技术应用研究计划项目 (2011C31G2060082), 2010 年度省级公益性技术应用研究计划项目 (2101C31076) 和 2011 浙江省重点科技创新团队项目 (2010R50005) 共同资助

2011-11-22 收到原稿, 2012-09-16 收到修定稿

E-mail: huming@zstu.edu.cn

synchronization degree of the solar wing can meet the requirements of specifications, which lays the theoretical foundation to further research the fold-unfold and lock-unlock solar wing in the future.

Key words　Solar wing, Two-stage helical mechanism, Repeated fold-unfold and lock-unlock, Deploying kinematics

0　引言

太阳翼是提供航天器空间电源的一种主要形式, 也是目前航天器上最典型的展开部件. 考虑到运载工具的空间限制和发射过程中要承受较大的过载, 在发射阶段, 航天器太阳翼一般呈收拢状态, 直到航天器与运载工具分离并进入自由飞行轨道后方可解锁展开, 其展开与锁定是航天器入轨后的重要操作之一. 若轨道机动修正或变轨运行前能够实现太阳翼折叠收拢, 可防止其对航天器姿态的扰动及自身颤振, 减少对航天器本体的干扰, 保证航天器姿态的指向精度和控制稳定性, 降低调姿过程的能耗, 延长使用寿命, 避免航天任务失败 [1−4].

本文提出了具有可重复折展锁解功能的折叠式太阳翼双级螺旋式重复折展锁解太阳翼, 可实现飞船变轨运行或姿态调节控制时太阳翼的折叠以及变轨结束或姿态控制结束后太阳翼的重复展开, 以确保太阳翼正常可靠工作及航天器的姿态稳定与飞行安全.

1　重复折展锁解太阳翼功能分析

双级螺旋式重复折展锁解太阳翼由 1 个连接架、4 块基板和 4 个关节铰组成, 其三维模型如图 1 所示. 太阳翼的构型满足星体侧壁安装要求, 且为减小搭载时的空间占用率及机动变轨调姿时的颤振, 太阳翼具有重复折展和锁解特性, 其设计需满足如下要求.

(1) 力矩裕度

确保动力源提供驱动力的裕量, 其静态力矩裕度保证最小启动能力; 动态力矩裕度保证最小惯性运动能力.

(2) 阻尼控制

通过调整机械系统的阻尼系数完成阻尼控制, 一般采用全频段阻尼或低频段阻尼, 使其在发射过程中载荷有所降低, 提高安全性.

(3) 自平衡

机构的折展和锁解安全可靠, 对航天器本体与太阳翼无较大冲击, 且自平衡性高, 避免颤振.

(4) 太阳翼固有频率

由此, 可确定所设计的双级螺旋式重复折展锁解太阳翼必须具有如下功能: ①可重复性; ②有源且单源驱动; ③折展与锁解功能一体化, 折展到位后无需控制自动锁解, 按解锁–展开–锁定–解锁–折叠–锁定的流程动作; ④运动链短, 结构紧凑; ⑤关节铰具备驱动与同步展开功能.

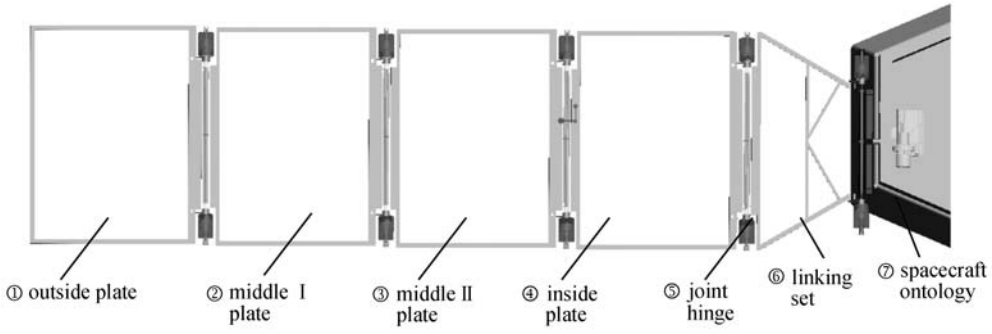


图 1　双级螺旋式重复折展锁解太阳翼三维模型

Fig. 1　3-D Modeling of two-stage helical repeated fold-unfold and lock-unlock solar wing

2 双级螺旋式重复折展锁解太阳翼结构组成

双级螺旋式重复折展锁解太阳翼组成如图 2 所示, 其工作原理为, 联动轮③逆时针转动, 带动下端具有右旋螺纹、上端具有左旋螺纹的螺杆④同向转动, 与之配合的右旋螺母⑤向上移动, 左旋螺母 ⑭ 向下移动; 即第一级螺旋副完成动作, 可自锁; 右旋螺母⑤和左旋螺母 ⑭ 将移动传递给双向推力轴承⑦和 ⑬, 进而驱动右旋螺母⑧及左旋螺母 ⑮ 移动且转动, 与之配合的下端具有右旋螺纹与上端具有左旋螺纹的螺杆④固定, 即第二级螺旋副完成动作, 不自锁; 右旋螺母⑧与太阳翼基板①用滑键 ⑱ 联接, 左旋螺母 ⑮ 与太阳翼基板⑥用滑键 ⑫ 联接, 通过右旋螺母副⑧的逆时针转动及左旋螺母副 ⑮ 的顺时针转动实现太阳翼基板①, ⑥, ⑥的转动, 即太阳翼基板折叠动作; 反之, 联动轮顺时针运动即实现太阳翼基板①, ⑥的展开动作; 联动轮停转, 因第一级螺旋副具有自锁功能, 则实现太阳翼基板的锁定. 固定螺杆②上周向布置的球形锁解定位销保证了太阳翼基板折叠和展开终止位置的锁定更加安全可靠.

由此可知, 双级螺旋式复折展锁解太阳翼通过第一级螺旋副将输入的转动转化为移动, 进而实现第二级螺旋副螺母的双运动: 转动和移动. 通过滑键的联接使左右太阳翼转动, 即实现了太阳翼的折叠与展开. 球形锁解定位销则确保太阳翼折叠、展开极限位置的安全、可靠、冗余定位.

双级螺旋式重复折展锁解太阳翼的驱动传动装置采用电机和同步带传动的组合形式, 用以完成其运动和动力的传递. 太阳翼连接架及基板一逆一顺进行折展, 其转动范围分别为 $0^\circ \sim 90^\circ$ 与 $0^\circ \sim 180^\circ$, 传动比为 1:2. 由于同步带采用平行布置且各杆轴旋向相同, 故所采用的同步带轮转向均相同. 但两关节铰间双级螺旋式重复折展锁解机构的滚珠丝杠副旋向相反, 从而确保太阳翼基板折展时能够一顺一逆工作, 实现太阳翼的正确折叠与展开, 其运动和动力传递链路如图 3 所示.

由此, 确定双级螺旋式重复折展锁解太阳翼的具体结构如图 4 所示, 拟定技术参数: 有源重复展开, 展开时间 $t \leqslant 40\,\mathrm{s}$; 锁定时太阳翼冲击力 $F \leqslant 500\,\mathrm{N}$; 每翼质量 $m = 40\,\mathrm{kg}$; 同步度 $\Delta T \leqslant 6\%$; 平面度 $\Delta T \leqslant 6\%$, $\Delta P \leqslant 0.1\%$; 静力矩裕度 $\Delta Y \geqslant 1.5$; 内板、中 I 板、中 II 板和外板 (见图 1) 的尺寸均为 $1580\,\mathrm{mm}\times 2000\,\mathrm{mm}\times 20\,\mathrm{mm}$, 连接架主体尺寸为 $1000\,\mathrm{mm}\times 2000\,\mathrm{mm}\times 25\,\mathrm{mm}$; 两基板间距在收拢状态时为 140 mm, 展开状态时 80 mm.

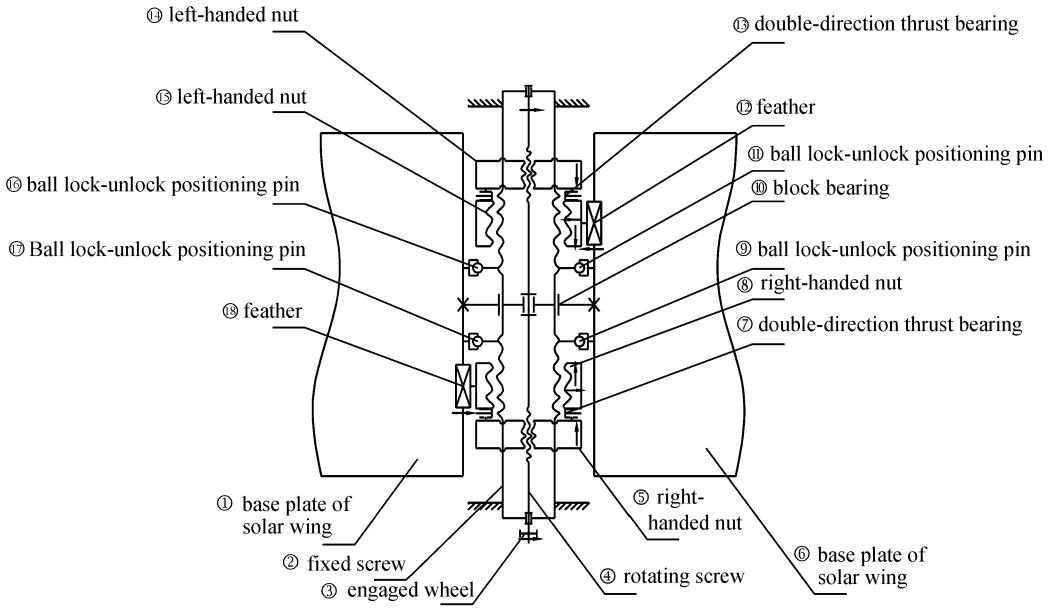


图 2 双级螺旋式重复折展锁解太阳翼关节铰

Fig. 2 Hinge joint diagram of two-stage helical repeated fold-unfold and lock-unlock solar wing

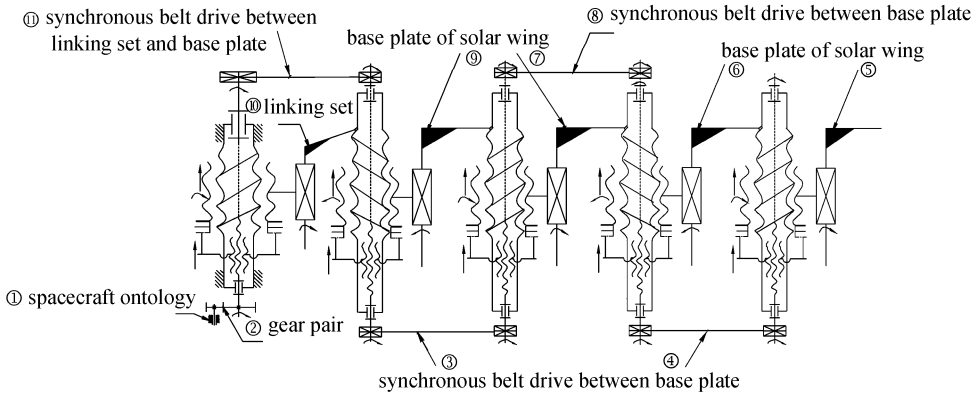


图 3　双级螺旋式重复折展锁解太阳翼传动链路

Fig. 3　Transmission link of two-stage helical repeated fold-unfold and lock-unlock solar wing

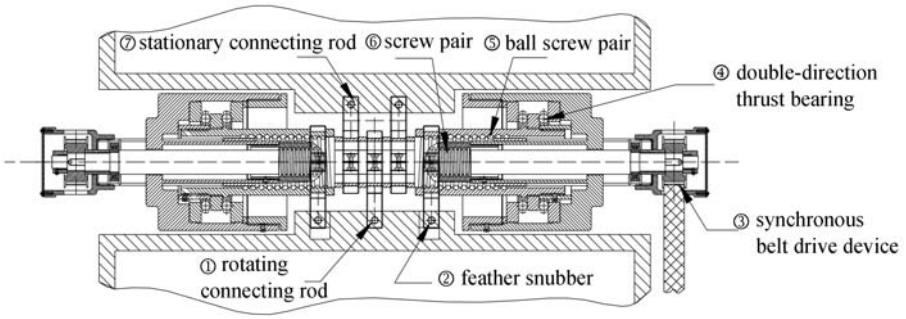


图 4　双级螺旋式重复折展锁解太阳翼关节铰具体结构

Fig. 4　Specific structure of two-stage helical repeated fold-unfold and lock-unlock solar wing

3　双级螺旋式重复折展锁解太阳翼展开特性分析

考虑到太阳翼关节铰要承受运载火箭加速产生的静力过载、振动及冲击等因素, 航天器变轨调姿或机动状态均存在巨大颤振隐患 [5−8]. 基于重复折展锁解太阳翼运动与传递顺序, 建立太阳翼展开运动特性分析模型, 包括建立其正运动学和逆运动学模型, 求解获得太阳翼各基板展开的同步度与平面度, 以验证其是否满足规定的设计指标要求.

3.1　太阳翼关节铰运动传递关系

双级螺旋式重复折展锁解太阳翼关节铰置于两太阳翼基板间, 用以实现其折展与锁解, 运动传递过程如图 5 所示. 由图 5 给出的重复折展锁解太阳翼关节铰运动传递关系, 可得

$$L=\frac{\varphi_{\mathrm{I}}}{360^{\circ}}P_{\mathrm{I}}=\frac{\varphi_{\mathrm{II}}}{360^{\circ}}P_{\mathrm{II}}2a. \tag{1}$$

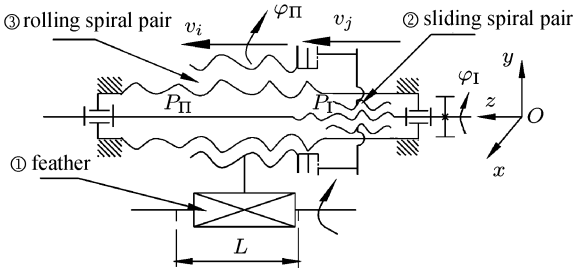


图 5　双级螺旋式重复折展锁解机构运动传递关系

Fig. 5　Motion transmission diagram of two-stage helical repeated fold-unfold and lock-unlock solar wing

式中, φ_{I} 为联动驱动装置螺杆转角; φ_{II} 为太阳翼基板相对于另一块基板的转角; φ_j (φ) 为连接架及各太阳翼基板相对卫星本体的绝对转角 (因连接架 $\varphi_{\mathrm{II}0}=\varphi_0$, 可得各太阳翼基板转角间关系: $\varphi_{\mathrm{II}}=2\varphi_j$); P_{I} 和 P_{II} 为螺杆、丝杆螺母的螺距; L 为滑键的限位长度.

3.2 太阳翼展开正运动学建模

基于双级螺旋式重复折展锁解太阳翼的运动传递关系, 将其关节铰简化为旋转副, 获得太阳翼展开运动的简化模型, 如图 6 所示, 其中, AB 为连接架 (即 L_0); BC, CD, DE, EF 为太阳翼基板 (即 B_i), A, B, C, D, E 为铰接点, 卫星本体与太阳翼基板铰接于点 A.

为便于分析, 设连接架宽度为 $l_0 = 2a_0$, 质心偏心距为 e_0, 各太阳翼基板宽度均为 $l = 2a$, 且质心在基板几何中心. 由于双级螺旋式重复折展锁解太阳翼采用同步带传动机构, 且保证其展开完全同步, 故多块太阳翼基板的展开运动可视为单自由度的刚性运动. 设图 6 所示的太阳翼基板相对于基础坐标系 (Oxy) 的绝对转角 φ 为自由度参数, 变化范围为 $\pi/2$ (初始折叠状态) 到 0 (最终展开状态); 在展开过程中, 点 A (连接架铰链) 的扭转角变化范围为 $0 \sim \pi/2$, 而点 B, C, D (板间铰链) 的扭转角变化范围为 $0 \sim \pi$.

故图 6 所示的连接架及太阳翼各基板的质心坐标分别为

$$\begin{cases} x_0 = (a_0 + e_0)\sin\varphi, \\ y_0 = 2a_0 - (a_0 + e_0)\cos\varphi; \end{cases}$$

$$\begin{cases} x_i = [2a_0 + (2i-1)a]\sin\varphi, \\ y_i = 2a_0 - (2a_0 - a)\cos\varphi, \\ \qquad i = 1, 2, 3, 4. \end{cases} \tag{2}$$

对式 (2) 求时间 t 的一次微分, 可得如下连接架及太阳翼各基板的质心速度:

$$\begin{cases} \dot{x}_0 = (a_0 + e_0)\dot{\varphi}\cos\varphi, \\ \dot{y}_0 = (a_0 + e_0)\dot{\varphi}\sin\varphi; \end{cases}$$

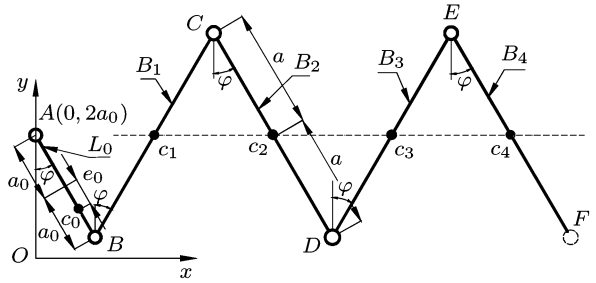


图 6 太阳翼展开正运动学分析简化模型

Fig. 6 Forward kinematics analysis model of solar arrays deployment

$$\begin{cases} \dot{x}_i = [2a_0 + (2i-1)a]\dot{\varphi}\cos\varphi, \\ \dot{y}_i = (2a_0 - a)\dot{\varphi}\sin\varphi, \\ \qquad i = 1, 2, 3, 4. \end{cases} \tag{3}$$

对式 (2) 求时间 t 的二次微分可得如下连接架及太阳翼各基板的质心加速度:

$$\begin{cases} \ddot{x}_0 = (a_0 + e_0)[\ddot{\varphi}\cos\varphi - \dot{\varphi}^2\sin\varphi], \\ \ddot{y}_0 = (a_0 + e_0)[\ddot{\varphi}\sin\varphi + \dot{\varphi}^2\cos\varphi]; \end{cases}$$

$$\begin{cases} \ddot{x}_i = [2a_0 + (2i-1)a][\ddot{\varphi}\cos\varphi - \dot{\varphi}^2\sin\varphi], \\ \ddot{y}_i = (2a_0 - a)[\ddot{\varphi}\sin\varphi + \dot{\varphi}^2\cos\varphi], \\ \qquad i = 1, 2, 3, 4. \end{cases} \tag{4}$$

由此, 理论上太阳翼完全展开后各基板的质心位置为 $(L_i = 2a_0 + (2i-1)a,\ 2a_0)$, 实际展开后的位置为 $(x_i, 2a_0)$. 若忽略 y 方向的微小偏差, 设其平面度为 ΔP, 可得到有源双级螺旋式重复折展锁解太阳翼的展开平面度, 即

$$\Delta P_i = \frac{|L_i - x_i|}{L_i} \times 100\%, \quad i = 0, 1, \cdots, 4. \tag{5}$$

3.3 太阳翼展开逆运动学建模

在太阳翼基板的实际折展过程中, 由于关节铰机构润滑、铰间隙及承载情况不同, 导致太阳翼基板折展存在不同步性. 设连接架及各块太阳翼基板相对于基础坐标系的绝对转角为 $\varphi_0, \varphi_1, \varphi_2, \varphi_3, \varphi_4$, 获得的其逆运动学分析简化模型如图 7 所示.

这里, 连接架及各基板质心的横坐标分别为

$$\begin{aligned} x_0 &= (a_0 + e_0)\sin\varphi_0, \\ x_1 &= 2a_0 + a\sin\varphi_1, \\ x_i &= x_{i-1} + 2a\sum_{i=1}^{n}\sin\varphi_i \quad i = 2, 3, 4. \end{aligned}$$

连接架及各块太阳翼基板的绝对转角分别为

$$\begin{aligned} \varphi_0 &= \arcsin\frac{x_0}{a_0 + e_0}, \\ \varphi_1 &= \arcsin\frac{x_1 - x_0}{a + a_0 - e_0}, \\ \varphi_2 &= \arcsin\frac{x_2 - x_1}{2a}, \\ \varphi_3 &= \arcsin\frac{x_3 - x_2}{2a}, \\ \varphi_4 &= \arcsin\frac{x_4 - x_3}{2a}. \end{aligned}$$

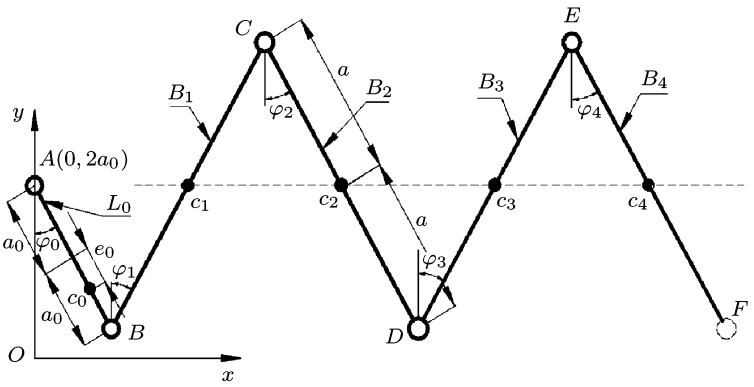


图 7　太阳翼展开运动的逆运动学分析简化模型

Fig. 7　Inverse kinematics analysis model of solar arrays deployment

求解连接架及各块太阳翼基板的角速度为

$$\dot{\varphi}_0 = \frac{1}{\sqrt{1-\left(\dfrac{x_0}{a_0+e_0}\right)^2}},$$

$$\dot{\varphi}_1 = \frac{1}{\sqrt{1-\left(\dfrac{x_1-x_0}{2a}\right)^2}},$$

$$\dot{\varphi}_2 = \frac{1}{\sqrt{1-\left(\dfrac{x_2-x_1}{2a}\right)^2}},$$

$$\dot{\varphi}_3 = \frac{1}{\sqrt{1-\left(\dfrac{x_3-x_2}{2a}\right)^2}},$$

$$\dot{\varphi}_4 = \frac{1}{\sqrt{1-\left(\dfrac{x_4-x_3}{2a}\right)^2}}.$$

根据太阳翼展开逆运动学分析结果, 可计算太阳翼展开同步度, 即

$$\Delta T_i = \frac{\varphi_i - \varphi}{\varphi} \times 100\%, \quad i = 0, 1, \cdots, 4. \tag{6}$$

3.4　太阳翼展开运动特性验证算例

基于上述重复折展锁解太阳翼展开运动特性分析, 结合所设计太阳翼的具体结构尺寸, 可获得太阳翼展开过程的相关初始参数

$$a_0 = 500\,\text{mm}, \quad a = 790\,\text{mm},$$
$$e_0 = 200\,\text{mm}, \quad \varphi = 90^\circ.$$

为模拟太阳翼失重状态的折展过程, 通常将太阳翼侧向悬挂, 且忽略连接架未完全展开到位的影响, 并定义如下参数: φ_i^z 为驱动机构转角, x_i^z 为太阳翼基板质心的横坐标实测计算值, L_i 为太阳翼基板质心的理论计算值.

在进行正运动学求解时, 由太阳翼的上述参数及各基板质心计算式 $L_i = 2a_0 + (2i-1)a$ 可获得质心的理论值 L_i; 由仿真角度值及

$$x_1^z = 420 + a\sin\varphi_1^z, \quad i = 1,$$
$$x_n^z = x_n^z + 2a\sum_{i=1}^{n}\sin\varphi_i^z, \quad n = 2, 3, 4$$

计算质心实测值 x_i^z, 并根据式 (5) 求得 ΔP_i, 具体结果列于表 1.

表 1　展开平面度仿真分析数据

Table 1　Data on deployment plane degree simulation analysis

编号	$\varphi_i^z/(^\circ)$	x_i^z/mm	L_i/mm	$\Delta P_i/(\%)$
1	88.0	1789.2	1790	0.045
2	87.0	3368.0	3370	0.059
3	92.0	4947.5	4950	0.051
4	91.0	6526.0	6530	0.061

由表 1 与平面度指标 $\Delta P \leqslant 0.1\%$ 的对比可知, 双级螺旋式重复折展锁解太阳翼仿真模拟测试展开平面度较好.

逆运动学分析. 根据连接架及各基板质心横坐标仿真值 x_i^N $(i = 0, 1, 2, 3, 4)$, 代入逆运动学模型及式 (6) 求解, 所得结果见表 2. 在表 2 中, x_i^N 为连接架及各基板质心的横坐标仿真值, φ_i^N 为驱动机构仿真计算转角, φ 为各驱动机构转角的理论值.

表 2 仿真数据展开同步度分析

Table 2 Data on deployment syncharonization degree simulation analysis

编号	x_i^N/mm	φ_i^N/(°)	φ/(°)	ΔT_i/(%)
0	700.0	90.0	90	0.00
1	1788.6	87.2	90	3.11
2	3368.5	86.8	90	3.55
3	4948.6	86.5	90	3.89
4	6527.8	86.0	90	4.44

将表 2 中数据与同步度 $\Delta T \leqslant 6\%$ 的设计指标对比后可知, 同步带传动机构与双级螺旋式重复折展锁解机构的组合使用, 可保证太阳翼展开具有较高的同步度.

比较表 1 和表 2 的结果可以发现, 同步度与平面度成正比关系. 由于累加效应, 随着太阳翼基板数量增多, 平面度与同步度误差增大, 从而影响太阳翼的能量获取率.

4 结论

综合考虑太阳翼重复折展锁解机构的功能需求并进行分析, 确定了双级螺旋式重复折展锁解太阳翼的结构组成. 在分析其工作原理的基础上, 完成了双级螺旋式重复折展锁解太阳翼的传动链路分析, 确定了双级螺旋式重复折展锁解太阳翼的技术指标, 并设计了具体结构.

在此基础上, 通过简化双级螺旋式重复折展锁解太阳翼关节铰, 建立其运动传递关系模型, 进行了太阳翼展开运动特性分析, 包括对其正、逆运动学的建模与求解, 验证了太阳翼展开同步度与平面度均能够满足设计指标要求, 为后续双级螺旋式重复折展锁解太阳翼的运动控制设计提供了依据.

参考文献

[1] Ding Feng. Typical mast-liked deployment mechanism with truss structure [J]. *Aerosp. Shanghai*, 2006, **26**(1):35-40. In Chinese (丁锋. 典型杆状构架式展开机构 [J]. 上海航天, 2006, **26**(1):35-40)

[2] Usaro R L. Space Mechanisms Need for Future NASA Long Duration Space Missions: Space Mechanisms Technology Workshop [R]. USA Washington D C: NASA Glenn Research Center, 2000

[3] Barret R, Campbell D, Lake M S, *et al.* Development of a passively deployed roll-out solar array [J]. *AIAA J.*, 2006, **26**(4):4002-4011

[4] Murphy D M. Thin film and crystalline solar cell array system performance comparisons [C]//The 29th IEEE PVS, LA: New Orleans, 2002, 20-4

[5] Yu Dengyun, Sun Jing, Ma Xingrui. Deployment and hold-down and release mechanism of large space component [J]. *Spacecr. Eng.*, 2007, **16**(1):23-27. In Chinese (于登云, 孙京, 马兴瑞. 大型构件伸展与锁 (压) 紧释放技术 [J]. 航天器工程, 2007, **16**(1):23-27)

[6] Bai Zhengfeng, Tian Hao, Zhao Yang. Dynamics simulation of deployment and locking of spacecraft solar panel using ADAMS [J]. *Mach. Design Manuf.*, 2006, **47**(11):124-126. In Chinese (白争锋, 田浩, 赵阳. 基于 ADAMS 航天器太阳帆板展开与锁定动力学仿真 [J]. 机械设计与制造, 2006, **47**(11):124-126)

[7] Zhang Peng, Gao Haibo, Deng Zongquan, *et al.* Dynamic analysis of deployable solar panel [J]. *J. Astron.*, 2009, **30**(4):1359-1364. In Chinese (张朋, 高海波, 邓宗全, 等. 展开式太阳板的动力学分析 [J]. 宇航学报, 2009, **30**(4):1359-1364)

[8] 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. In Chinese (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)