

---

---

文章编号 1674-2915(2009)01-0029-07

# 卫星太阳翼展开运动的分析及仿真

安源, 谷松, 金光

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

**摘要:**以某卫星太阳翼为研究对象,利用UG软件建立了卫星的整星模型,并将其导入MSC.ADAMS软件中,在ADAMS/View模块中建立转动副、扭簧、锁定和绳索联动机构的模型。用接触力模拟锁定机构中的接触碰撞现象,用关联副模拟绳索联动机构协调作用,然后使用ADAMS/Solver进行了动力学仿真。通过仿真分析,得到了连接架和各帆板展开角度与时间的关系以及展开过程中卫星姿态的变化。分析结果表明,太阳翼的展开过程平稳,历时15s;在展开过程中卫星姿态稳定可控,展开过程对整星姿态影响很小,太阳翼展开机构设计合理。

**关键词:**卫星;太阳翼;展开机构;ADAMS

中图分类号:V474.1;V411.8 文献标识码:A

## Analysis and simulation of deployment motion of satellite solar array

AN Yuan, GU Song, JIN Guang

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy  
of Sciences, Changchun 130033, China)

**Abstract:** On the basis of analysis of the deployment motion of satellite solar array, a whole satellite model was established by UG and was imported to MSC. ADAMS. Then, the deployment of solar array was simulated in ADAMS. A jointing structure consisting of revolute joints, torsion springs and closed cable loops was built in ADAMS/View. Moreover, the impacting process was simulated by contact functions, the closed cable loops was simulated by couplers, and the dynamics characteristic was emulated in ADAMS/Solver. After analysis on the simulation, the relations between deployment angles of linker and solar panels with time were obtained, and the movement of satellite' attitude influenced by deployment motion was calculated. Analysis results indicate that the deployment process of solar array is 15 s. The deployment motion is stabilization and smoothness, and has a little effect on satellite attitude. These results reported here show that designed solar array is reasonable.

**Key words:** satellite; solar array; deployable structure; ADAMS

## 1 引言

太阳翼由数块太阳能电池板和一个连接架相互铰接组成,它们依靠压紧机构收拢折叠于卫星本体侧壁上。当卫星入轨后,压紧机构释放,由板间铰链内的驱动扭簧使各板展开,最后展成一个平面的太阳电池阵,为卫星在轨道上工作提供主要的电源<sup>[1]</sup>。

由于重力和空气阻力等因素影响,在地面上模拟太空中太阳帆板展开试验是极其困难的,且代价高昂。本文利用 MSC. ADAMS 软件,对太阳帆板折叠机构的展开过程进行了仿真,通过太阳翼从收拢状态到最终展开状态的运动过程分析,可以预计整个展开时间;展开终了的展开速度;展开过程中展开角与时间的相应关系;以及展开过程对整星姿态的影响<sup>[2]</sup>。

本文所设计的卫星是以光学载荷为核心的星载一体化小卫星,在结构设计上光学载荷与卫星共用主框架结构,星上设备围绕光学载荷布局,达到结构上的优化。在太阳翼的设计上采用体贴方案,当太阳翼未展开时同样可以获取能量。

## 2 卫星太阳翼的组成及工作原理

卫星太阳翼主要由连接架、内板和外板组成,内板通过连接架与卫星本体相连,同时内板的两侧各连接一副外板。连接架的材料为铝合金,外形尺寸为  $815 \text{ mm} \times 300 \text{ mm} \times 25 \text{ mm}$ ,内板和外板的基板材料均为蜂窝夹层板,内板的外形尺寸为  $700 \text{ mm} \times 816 \text{ mm} \times 25 \text{ mm}$ ,外板的外形尺寸为  $700 \text{ mm} \times 615 \text{ mm} \times 25 \text{ mm}$ ,太阳翼展开后的面积为  $2.8 \text{ m}^2$ 。

仿真模型采用如图 1 所示的太阳能帆板模型。该机构由 3 块帆板(图 2)通过转动铰关节组成,释放前各板固定在卫星本体上,图 1 为太阳能帆板释放前状态。由爆炸螺栓释放后靠安装在各个铰关节上的扭转弹簧驱动,通过绳索联动机构实现同步展开运动。展开到位后由安装在各转动关节上的锁定机构锁定相邻帆板的相对转动(图 3)。因此,机构存在 3 种状态<sup>[2]</sup>:

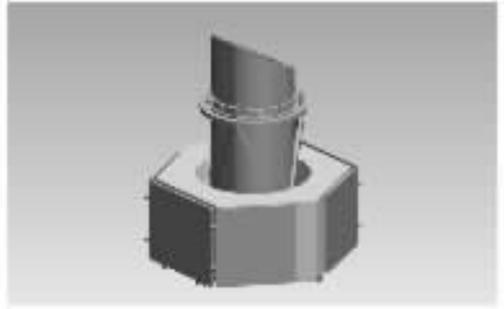


图 1 卫星释放前状态图

Fig. 1 Solar array furl of satellite

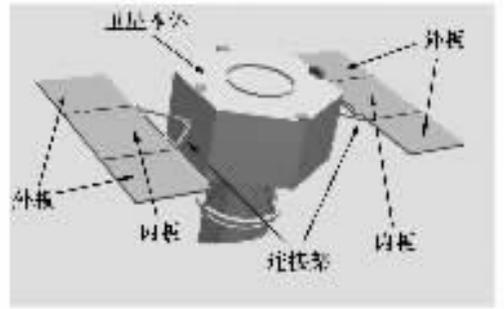


图 2 卫星展开状态图

Fig. 2 Solar array deployment of satellite

- 1) 释放前的初始状态:各个帆板相对卫星主体静止;
- 2) 释放后的展开过程:扭簧驱动和同步机构协调下近似同步展开;
- 3) 锁定过程:各关节接近最终展开位置时开始锁定过程。

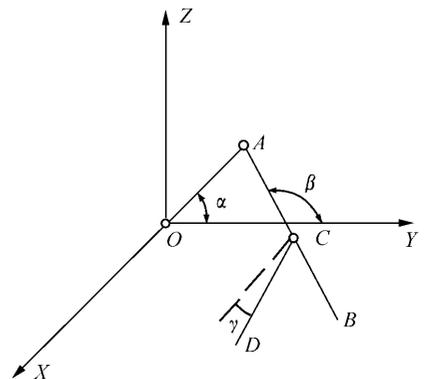


图 3 各板之间的运动关系

Fig. 3 Motion relation of solar array

### 3 各太阳翼之间的运动关系<sup>[3]</sup>

图 3 为各太阳翼之间的运动关系,其中  $OA$  代表连接架,  $AB$  代表内板,  $CD$  代表一个外板,  $O$  为连接架与卫星的联接点,  $C$  为内板的中心,  $D$  为外板的中心,  $O$ 、 $A$ 、 $C$  代表各板之间连接的转动副。当太阳翼展开时,  $OA$  和  $AB$  在面  $YOZ$  内旋转,  $\alpha$ 、 $\beta$  分别为  $OA$  和  $AB$  与  $OY$  轴的夹角,  $CD$  在面  $XOZ$  内旋转,  $\gamma$  为  $CD$  与  $OX$  的夹角。根据图 3 可以建立各板之间的运动关系如下:

$$\begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_O \\ Y_O \\ Z_O \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & \sin \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ OA \\ OA \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} X_C \\ Y_C \\ Z_C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & \sin \beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ AC \\ AC \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} X_D \\ Y_D \\ Z_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_C \\ Y_C \\ Z_C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & 0 \\ 0 & 0 & \sin \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ CD \\ CD \end{bmatrix} \quad (3)$$

对式(1)、(2)、(3)求导,即可知道各板的速度关系。

### 4 卫星太阳翼的建模

首先将设计好的卫星及太阳翼各部件通过 Parasolid 格式导入 ADAMS 中,分别在连接架与卫星本体、连接架与内板、内板与外板的连接处定义铰链约束及施加力和力矩等,以建立太阳翼展开机构的虚拟样机。本仿真针对的是卫星在轨期间的帆板展开情况,所以在 ADAMS 中将重力选项设置为零。仿真时转动副未计入干摩擦因素。

#### 4.1 铰链及扭簧的建模

展开机构类型很多,卫星太阳翼采用铰链扭簧式机构,释放后的展开由装在每个铰链处的已经预紧的螺旋扭簧来驱动。卫星本体与连接架之间、连接架与内板之间、内板与外板之间采用 ADAMS 自带的转动副连接,同时在铰链处施加扭簧力矩,扭簧的扭矩计算公式为<sup>[4]</sup>:

$$M_{\text{Torque}} = k \times \theta - \theta_{\text{pre}}$$

其中:  $M_{\text{Torque}}$  为扭簧的扭矩,  $k$  为扭簧的刚度,  $\theta_{\text{pre}}$  为预紧的扭转角。

扭簧的刚度系数可以根据选择的型号实验测出。因为某卫星为预研项目,所以参考其他卫星的铰链处扭簧的参数设置如表 1<sup>[5]</sup>。

表 1 扭簧刚度及其预紧角

Tab. 1 Stiffness and preangle of torsion spring

	卫星与连接架 之间	连接架与 内板之间	内板与 外板之间
$k(\text{N} \cdot \text{mm}/(^{\circ}))$	0.05	0.02	0.02
$\theta_{\text{pre}}(^{\circ})$	270	540	180

#### 4.2 联动机构的建模

展开时帆板的运动轨迹由绳索联动机构(Closed Cable Loops, CCL)来控制(图 4)。绳索联动机构由安装在铰链轴顶部上的带轮和缠绕于带轮上的钢丝绳组成,起着同步传动的作用,从而保证内、外帆板同时展开,使一个复杂多自由度系统的展开变成一个单自由度系统的展开。由于钢丝绳索能将展开扭簧的能量传递给所有的展开轴,所以,当一个铰链上的扭簧展开元件失灵时,还可以起到备份的作用<sup>[5]</sup>。

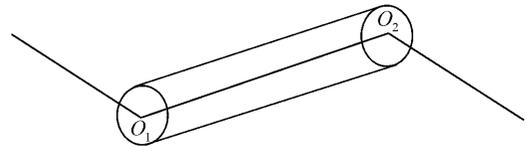


图 4 CCL 同步机构工作原理

Fig. 4 Principle of CCL

对于绳索联动机构,ADAMS 提供两种可供选择的建模方法:关联副法(Coupler)和力/力矩法。关联副法适用于不考虑绳索自身弹性的情况,由于连接架和内板的转角分别为  $90^{\circ}$  和  $180^{\circ}$ ,所以关联副的传动比应为 0.5,如果考虑绳索自身的弹性,则应该采用第二种方法,在转动副处施加自定义的力矩函数。绳索联动机构的不同处理方法会使得展开机构的动力学响应有所差别,具体表现在稳定时间的长短和振动频率的不同。

#### 4.3 锁定机构的建模

锁定机构如图 5 所示,凸轮固定安装在内侧

板上,轴固定在外侧板上,轴和凸轮之间为转动铰,滑销通过板簧安装在外测板上,当外侧板展开时带动滑销在凸轮表面上滑动,最终进入槽窝中,与凸轮窝槽表面经过数次接触碰撞后停止相对运动,实现锁定。为此,本文采用接触力模型描述滑销和凸轮的接触碰撞作用过程<sup>[5]</sup>。

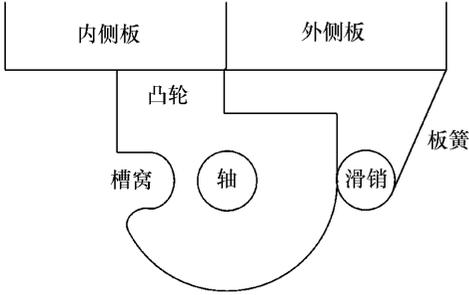


图 5 锁定机构原理

Fig. 5 Principle of locked machine

### 5 仿真分析结果

由于卫星太阳翼为对称结构,所以展开时的运动同样具有对称性。

从图 6 ~ 图 8 的曲线中可以看出,整个太阳

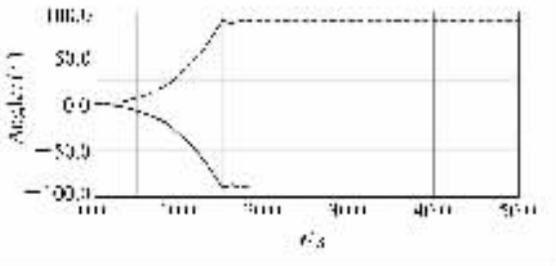


图 6 连接架与卫星之间的夹角变化图

Fig. 6 Angle of linker with satellite

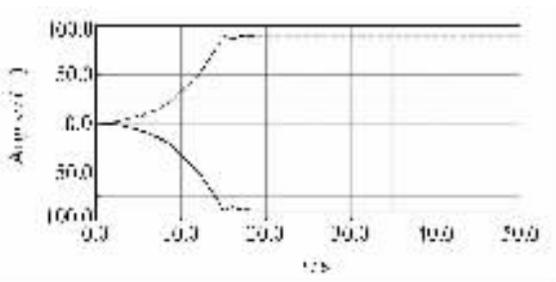


图 7 连接架与内板之间的夹角变化图

Fig. 7 Angle of linker with first panel

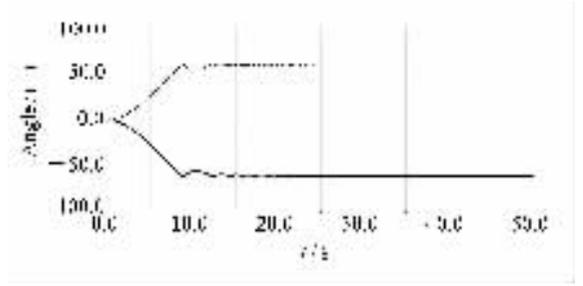


图 8 外板与内板之间的夹角变化图

Fig. 8 Angle of first panel with second panel

翼展开过程历时 15 s,展开后帆板出现了短期振荡。

从图 9 ~ 图 14 的曲线中可以看出,在太阳翼

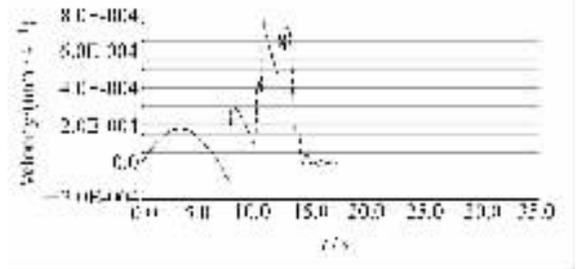


图 9 在展开过程中卫星的 X 向速度

Fig. 9 X direction velocity of satellite during deployment

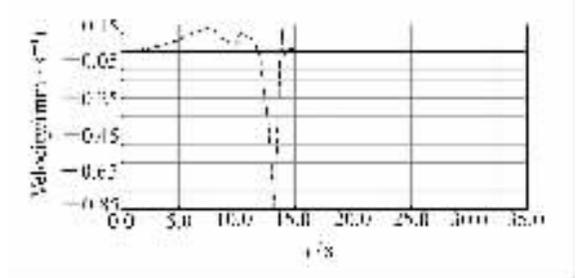


图 10 在展开过程中卫星的 Y 向速度

Fig. 10 Y direction velocity of satellite during deployment

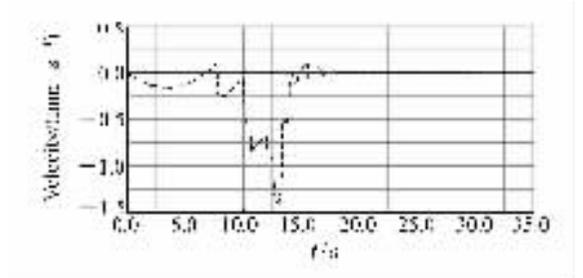


图 11 在展开过程中卫星的 Z 向速度

Fig. 11 Z direction velocity of satellite during deployment

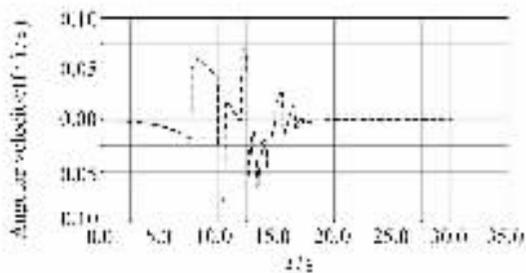


图 12 在展开过程中卫星绕 X 轴转动的角速度

Fig. 12 X angle velocity of satellite during deployment

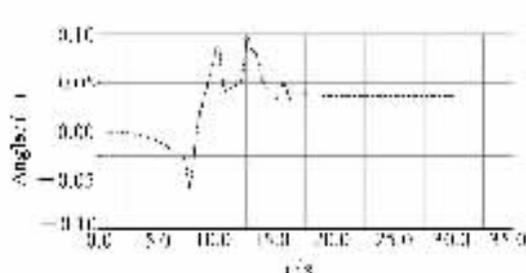


图 15 在展开过程中卫星绕 X 轴的角位移

Fig. 15 X angle displacement of satellite during deployment

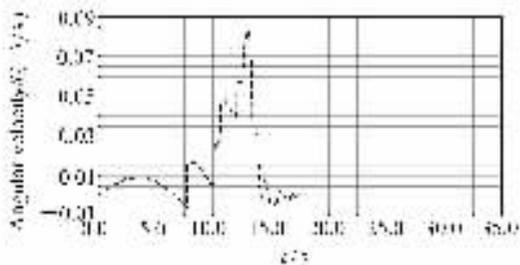


图 13 在展开过程中卫星绕 Y 轴转动的角速度

Fig. 13 Y angle velocity of satellite during deployment

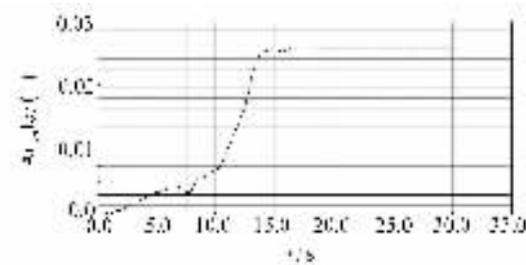


图 16 在展开过程中卫星绕 Y 轴的角位移

Fig. 16 Y angle displacement of satellite during deployment

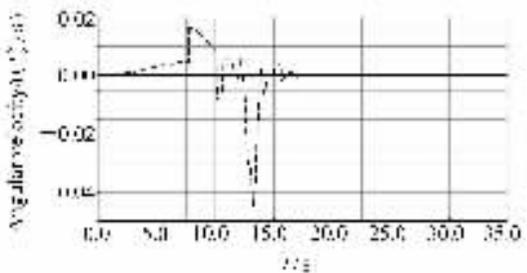


图 14 在展开过程中卫星绕 Z 轴转动的角速度

Fig. 14 Z angle velocity of satellite during deployment

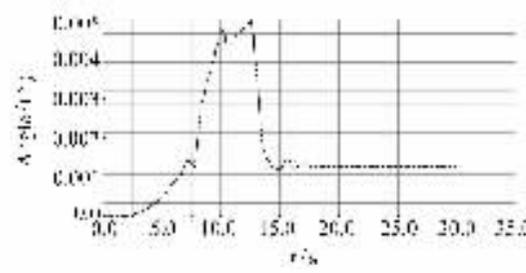


图 17 在展开过程中卫星绕 Z 轴的角位移

Fig. 17 Z angle displacement of satellite during deployment

展开过程中卫星本体的加速度整体趋势为零,仅在展开阶段末端当锁定机构有接触碰撞时产生了瞬间的加速度,但很快加速度又趋于零,说明太阳翼的展开过程中对卫星的姿态稳定度影响极其微小。

从图 15 ~ 图 20 的曲线中可以看出,太阳翼展开过程中卫星本体绕各轴的转动很小,对卫星的姿态影响也很小。卫星本体在 3 个方向上的位移非常微小,最大值仅为 5 mm,远远小于卫星的测轨测量精度,因此可以忽略其影响。

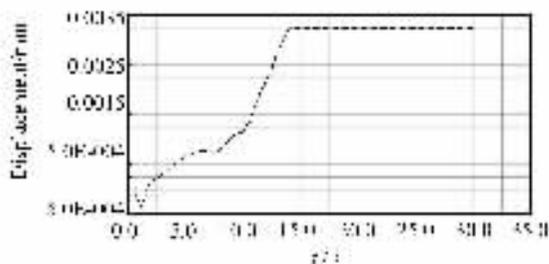


图 18 在展开过程中卫星 X 向的位移

Fig. 18 X displacement of satellite during deployment

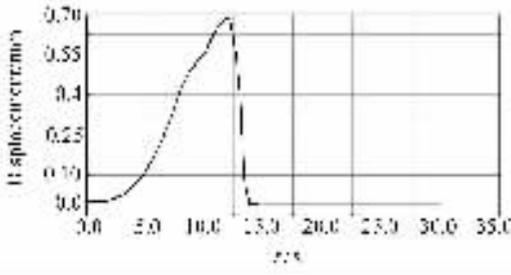


图 19 在展开过程中卫星 Y 向的位移

Fig. 19 Y displacement of satellite during deployment

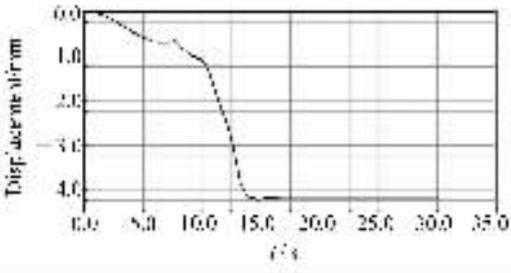


图 20 在展开过程中卫星 Z 向的位移

Fig. 20 Z displacement of satellite during deployment

从图 21、图 22 中可以看出 随着扭簧刚度的

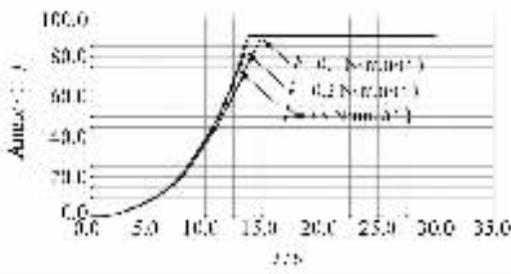


图 21 扭簧刚度对展开时间的影响

Fig. 21 Effect of different stiffnesses of torsion spring on deployment time

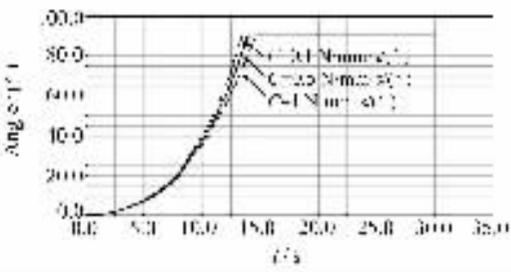


图 22 阻尼对展开时间的影响

Fig. 22 Effect of different damps on deployment time

增加,展开的扭矩也增加,连接架的展开时间缩短。随着关节处阻尼的增加,连接架的展开时间加长。

从图 23、图 24 中可以看出,随着刚度及阻尼的变化,卫星绕 Z 轴的角速度没有明显变化。

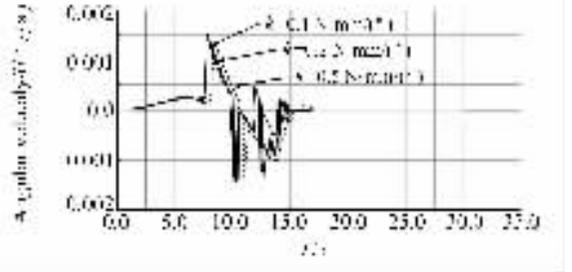


图 23 扭簧刚度对展开姿态的影响

Fig. 23 Effect of different stiffnesses of torsion spring on deployment attitude

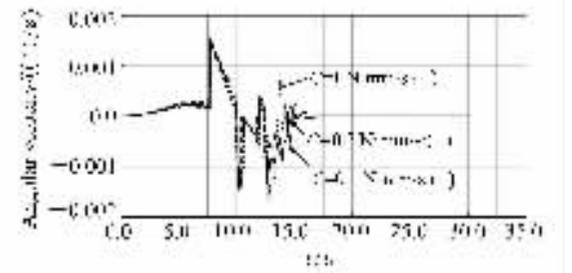


图 24 阻尼对展开姿态的影响

Fig. 24 Effect of different damps on deployment attitude

## 6 结 论

本文针对某星载一体化小卫星的太阳翼展开设计方案进行了分析,由于采用不同于目前常规卫星所采用的展开方式,重点分析了其展开过程对卫星姿态的影响。

1) 卫星太阳翼设计方案在未展开时采用体贴式方案,使其具有在未展开时能够接收太阳能的优点。

2) 太阳翼展开过程平稳,并且展开过程中对卫星姿态及稳定度的影响均很小,可以忽略。

3) 太阳翼各关节处的刚度系数和阻尼系数的选取对仿真结果都有一定的影响,但帆板展开总的趋势基本不变,合适的刚度和阻尼的选取有待地面仿真试验后进一步完善,仿真分析对未来

试验具有积极的指导意义。

通过对卫星太阳翼展开过程的分析可知,展

开过程平稳,历时 15 s,在展开过程中卫星姿态稳

定可控,太阳翼方案设计合理可行。

### 参考文献:

- [ 1 ] 徐福祥. 卫星工程概论[ M ]. 北京 :中国宇航出版社 2003.  
XU F X. *Conspectus of Satellite Engineering*[ M ]. Beijing :China Astronautic Publishing House 2003.( in Chinese )
- [ 2 ] 孙家栋. 卫星结构与分析[ M ]. 北京 :中国宇航出版社 2003.  
SUN J D. *Design and Analysis of Satellite Structure*[ M ]. Beijing :China Astronautic Publishing House 2003.( in Chinese )
- [ 3 ] 陈烈民. 卫星太阳翼展开运动分析[ J ]. 中国空间科学技术 ,1992 4( 2 ) 21-26.  
CHEN L M. Analysis of deployment motion of satellite solar wing[ J ]. *Chinese Space Sci. Tech.* ,1992 4( 2 ) 21-26.( in Chinese )
- [ 4 ] 郭峰,黄振华,邓扬明. 基于 ADAMS 航天器刚性太阳帆板动力学仿真分析[ J ]. 机械设计与制造 2004 8( 4 ) :71-73.  
GUO F ,HUANG ZH H ,DENG Y M. Test simulation of deployment motion of satellite solar array using ADAMS[ J ]. *Machine Des. Manuf.* 2004 8( 4 ) :71-73.( in Chinese )
- [ 5 ] 马毅. 航天器展开机构虚拟样机动力学仿真研究[ D ]. 北京 :中国科学院研究生院 2006.  
MA Y. The study of virtual prototype technology on dynamics simulation of spacecraft deployable mechanism[ D ]. *Beijing : Graduate University of Chinese Academy of Sciences* 2006.( in Chinese )

作者简介 安源( 1980— )男,黑龙江安达人,博士,助理研究员,主要从事刚体动力学的研究。

E-mail any@ciomp.ac.cn