

Design and Analysis of Micro-Satellite Whip Antenna Rotating Disk Deployable Mechanism

Han Jin*, Wang Xinsheng

School of Astronautics, Beihang University, Beijing, China

Email address:

hj_331@163.com (Han Jin), xswang@buaa.edu.cn (Wang Xinsheng)

*Corresponding author

To cite this article:

Han Jin, Wang Xinsheng. Design and Analysis of Micro-Satellite Whip Antenna Rotating Disk Deployable Mechanism. *Science Discovery*. Vol. 4, No. 6, 2016, pp. 393-397. doi: 10.11648/j.sd.20160406.18

Received: November 14, 2016; Accepted: November 28, 2016; Published: December 1, 2016

Abstract: The structure of the micro-satellite is exquisite and compact which requires the long whip antenna to be tucked into the specific deployable mechanism. This paper analyses the advantages and disadvantages of commonly used the swing arm deployable mechanism and on this basis we design a kind of rotating disk deployable mechanism. By the mechanics analysis and comparison of this two mechanism, the superiority of the new mechanism on the mechanical and dynamic performance was proved. This design and the conclusion has great significance in further research.

Keywords: Whip Antenna, Deployable Mechanism, Rotating Disk, Mechanics Analysis

微小卫星鞭状天线转盘式展开机构的设计与分析

韩晋*, 王新升

宇航学院, 北京航空航天大学, 北京, 中国

邮箱

hj_331@163.com (韩晋), xswang@buaa.edu.cn (王新升)

摘要: 让天线收拢放置并为其设计展开机构是微小卫星结构精巧紧凑的要求, 本文分析了常用的摇臂式展开机构的优缺点, 设计了一种转盘式天线展开机构, 对两种机构进行力学分析并进行了对比, 证明了转盘式机构在力学和动力学性能上要优于摇臂式结构, 得出的结论对新的展开机构的设计及推广有较大的借鉴意义。

关键词: 鞭状天线, 展开机构, 转盘式, 力学分析

1. 引言

近年来微小卫星技术飞速发展, 广泛应用于航天实验与探测领域, 并且还有加速发展的趋势, 专家预计未来十年其发射数量将达到3000颗以上[1], 这对相关技术的发展和创新的提出了更高要求。作为星地通信的重要环节, 星载天线的发展是重中之重, 目前主流的微小卫星星载天线类型包括微带天线、四臂螺旋天线和鞭状天线。微带天

线占用空间小, 与结构的共形性好, 且性能多样易于集成, 但是设计制造难度较大, 相对带宽较窄, 效率较低, 影响了它在微小卫星领域的推广应用; 四臂螺旋天线的方向图性能好, 传输速率高, 但是由于其结构的特殊性, 决定了它无法和微型卫星或者对形状结构有明确规定的小卫星集成; 而鞭状天线结构简单, 易于设计、制造和集成, 方向图和传输性能较好, 且可以多个配合使用, 因此最为常用, 欧盟FP7项目QB50系列50颗cubesat全系使用鞭状天线

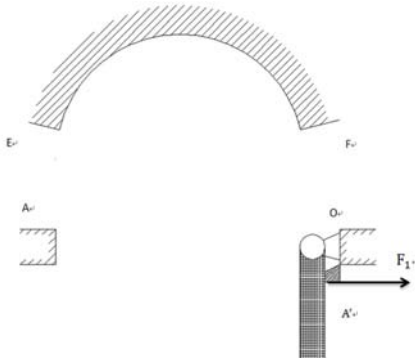


图5 摇臂式结构展开后示意图。

展开前，摇臂在A点受到细线的拉力 T_1 ，天线受到来自EF面的均布力 P_1 ，其合力可近似认为是通过圆心、垂直向下的力 F 。这样，收拢状态下，整个结构受力状态为：EF面受均布压力 P_1 ，A点细线受拉力 T_1 （约为 $F/2$ ），O点受压力约为 $F/2$ 。

展开后，摇臂运动到 OA' 位置，O点位置附近有限位结构使摇臂在该位置停止运动，天线与 OA 垂直，限位结构受到摇臂的冲击力为 F_1 。设弹簧卷曲状态弹性势能为 W ，摇臂结构整体转动惯量为 I_1 ，限位结构到O点距离为 l_1 ，平均转动角速度为 ω_1 ，停止时间为 t_1 ，则有：

$$W = \frac{1}{2} I_1 \omega_1^2 \quad (1)$$

$$F_1 = I_1 \frac{\omega_1}{t_1} \quad (2)$$

计算可得：

$$F_1 = \frac{\sqrt{2\omega_1 I_1}}{t_1} \quad (3)$$

对结构产生的力矩为

$$M_1 = \frac{\sqrt{2\omega_1 I_1}}{t_1} l_1 \quad (4)$$

转盘式展开机构简图如图6和图7所示，Q点为转盘轴心，转盘半径为 R ，转盘可绕Q点作单自由度转动，天线一端固定在转盘侧面，绕在转盘侧面，另一端自由，由限位结构引导而半伸出天线外。收拢状态下，天线在B点被细线固定，天线依靠自身弹力压在面EF上。展开时，细线断开，天线在弹力作用下展开，转盘绕Q点旋转直至天线完全展开。展开前受力情况和展开后对卫星产生的力和力矩如图所示。

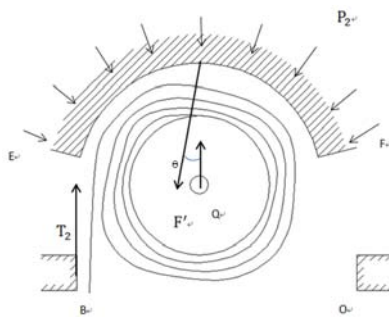


图6 转盘式结构展开前示意图。

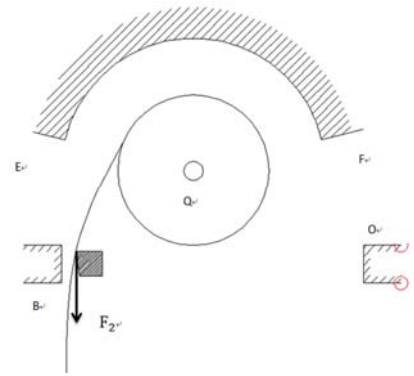


图7 转盘式结构展开后示意图。

展开前，转盘在B点受到细线的拉力 T_2 ，天线受到来自EF面的均布力 P_2 ，由于天线活动端有一部分伸出EF面的范围，所以合力的方向应为向下偏左，合力大小为 F' ，而 $F' < F$ 。这样，收拢状态下，整个结构受力状态为：EF面受均布压力 P_2 ，B点细线受拉力 T_2 （ $T_2 = F' \sin \theta$ ），转盘中心Q点受压力为 $F' \cos \theta$ 。

展开后，天线在B点处与限位结构发生接触后停止，限位结构受到天线的冲击力为 F_2 。设弹簧卷曲状态弹性势能为 W' ，同样 $W' < W$ ，转盘整体转动惯量为 I_2 ，限位结构到B点距离为 l_2 ，平均转动角速度为 ω_2 ，停止时间为 t_2 ，则有：

$$W' = \frac{1}{2} I_2 \omega_2^2 \quad (5)$$

$$F_2 = I_2 \frac{\omega_2}{t_2} \quad (6)$$

计算可得：

$$F_2 = \frac{\sqrt{2\omega_2 I_2}}{t_2} \quad (7)$$

对结构产生的力矩为

$$M_2 = \frac{\sqrt{2\omega_2 I_2}}{t_2} l_2 \quad (8)$$

比较两种情况的最终结果，在收拢状态下，EF面受均布压力近似相等，即 $P_1 \approx P_2$ ，细线所受拉力 $T_2 = F' \sin \theta$ 小于 T_1 ，转盘中心Q点受压力略大于摇臂端O点受压力；而在展开后， $\omega_2 \ll \omega_1$ ， $t_2 \gg t_1$ ， $I_1 = \frac{m_1}{12} L^2$ ， $I_2 = \frac{m_2}{2} R^2$ ，而 $L=4R$ ，假定 $m_2 = 2m_1$ ， $l_1 = l_2$ ，则有：

$$I_2 = \frac{3}{4} I_1 \quad (9)$$

代入公式(3)(4)(7)(8)可以得出结构受到展开造成的冲击力 $F_2 < F_1$ ，冲击力的力矩 $M_2 < M_1$ 。

4. 半实物仿真实验

本文选用了荷兰ISIS公司的AntS天线摇臂式展开机构和前述的转盘式展开机构进行比较实验。AntS天线摇臂式机构和转盘式展开机构的三维仿真模型如下图所示。

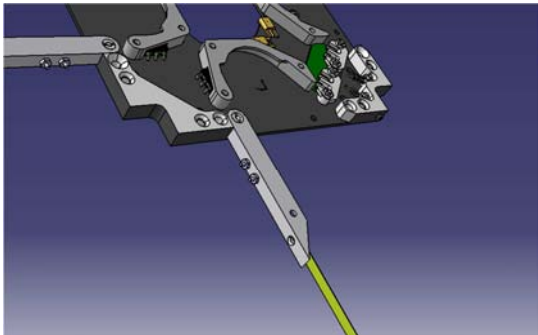


图8 AntS天线摇臂式展开机构。

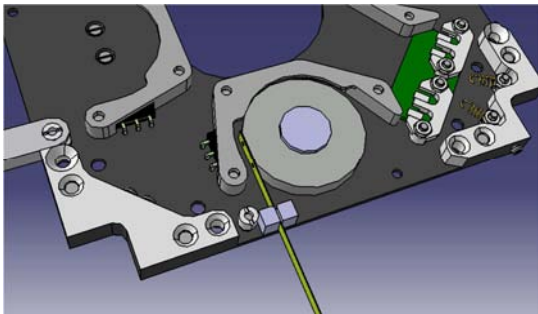


图9 转盘式展开机构。

根据设计模型加工出了转盘式展开机构的各个部分，将该机构和天线一起安装在天线板上。和AntS天线一样，整个天线结构包络尺寸为102mm*102mm*6mm，符合cubesat的结构安装要求。将AntS天线和转盘式展开机构天线分别安装在相同的ISIS公司2U cubesat卫星结构上，卫星固定在角速度转盘上，使得天线展开的法向与角速度转盘法向一致，连接角速度传感器和计算机进行天线释放展开实验，观察记录得到的实验结果如下表所示。

表1 实验结果记录。

序号	机构	峰值角速度（度/秒）	展开时间（秒）
1	摇臂式机构	5	<1
	转盘式机构	0.5	3.5
2	摇臂式机构	5	<1
	转盘式机构	1	3
3	摇臂式机构	4	<1
	转盘式机构	0.5	3.5

展开实验一共进行3次，每次摇臂式结构和转盘式机构都能顺利展开，说明两种展开机构都具有良好的可靠性。实验记录结果显示，对摇臂式机构，展开时间小于1秒，展开后天线反复摆动几次后趋于稳定，整体结构峰值角速度约5度每秒；对转盘式机构，展开时间约3.5秒，展开前期整体结构几乎没有角速度，展开完成瞬间角速度约0.5度每秒。

我们取摇臂式机构平均展开角速度 $\omega_1 = 90 \text{ deg/s}$ （不到一秒的时间内转过90度），取转盘式机构平均展开角速度 $\omega_2 = 360 \text{ deg/s}$ （3.5秒时间内转过3圈多），展开时间 $t_1 = 1\text{s}$ ， $t_2 = 3.5\text{s}$ ，即

$$\omega_2 = 4\omega_1 \tag{10}$$

$$t_2 = \frac{7}{2}t_1 \tag{11}$$

代入公式(3) (4) (7) (8)，结合公式(9)可得：

$$F_2 = \frac{2\sqrt{3}}{7}F_1 \tag{12}$$

$$M_2 = \frac{2\sqrt{3}}{7}M_1 \tag{13}$$

由以上计算可知，采用转盘式机构，卫星结构对天线展开的力的响应大约是采用摇臂式机构的二分之一。结果表明，转盘式展开机构能够有效放慢鞭状天线的展开速度，从而减小结构对天线展开的力的响应。

5. 结论

本文在分析了现有的微小卫星星载天线展开机构的特点的基础上，将其共同简化成一种摇臂式展开机构，并设计了一种新的转盘式展开机构，建立了相应的力学模型，对其进行了力学分析，并进一步设计了对比实验。

通过以上力学分析和对比实验，证明了新的转盘式展开机构要优于传统的摇臂式展开机构。从力学角度来说，转盘式机构能够引导弯曲的天线缓慢地释放其弹性势能，从而增加展开时间，有效的减小了卫星结构对天线展开的力的响应；从结构角度来说，由于转盘式机构的展开半径远小于摇臂式机构，对整体结构的干扰更小，使得其安全性和稳定性更高，更适用于微小卫星天线结构的展开。

后续进行的实际结构加工及实验验证，进一步证明了该结构完全有成为主流的微小卫星天线展开机构，对更进一步的研究和设计具有指导意义。

参考文献

[1] 林来兴，张小琳. 迎接“轨道革命”——微小卫星的飞速发展[J]. 航天器工程，2016, 25（2）：97-104。

[2] Zhigang Xing, Gangtie Zheng. Deploying process modeling and attitude control of a satellite with a large deployable antenna [J]. Chinese Journal of Aeronautics, (2014), 27（2）: 299 - 312.

[3] 钟世宏，孙巍，张崇耿. 新型可折叠翼板展开机构的设计及动力学研究[J]. 航天制造技术，2013(5)：17-20。

[4] 王天舒，孔宪仁，王本利. 太阳帆板绳索联动同步机构的机理和功能分析[J]. 宇航学报，2000, 21（3）：29-33。

[5] Bouwmeester J, Gill E K A, Verhoeven C J M. Advancing nanosatellite platforms: the Delfi program[C]. Proceedings of the 59th International Astronautical Congress, Glasgow, Scotland. 2008.

[6] Ubbels W J, et al. Delfi-C3: a student nanosatellite as a test-bed for thin film solar cells and wireless onboard communication [C]. Recent Advances in Space Technologies, 2005. RAST 2005. Proceedings of 2nd International Conference on. IEEE, 2005: 167-172.

- [7] Van Breukelen E D, Bonnema A R, Ubbels W J, et al. Delfi-C3: Delft University of Technology's Nanosatellite [C]. Proceedings of the 4S Symposium: Small Satellites, Systems and Services, Chia Laguna, Italy. 2006.
- [8] Ubbels W J, Verhoeven C J M, Hamann R J, et al. First flight results of the Delfi-C3 satellite mission [J]. 2008.
- [9] Ubbels W J, Bonnema A R, Rotteveel J, et al. A Miniaturized Nanosatellite VHF/UHF Communications System [J]. 2008.
- [10] ISIS-Innovative Solutions In Space. ANTS VHF/UHF Antenna Brochure[EB/OL]. http://www.isispace.nl/brochures/ISIS_ANTS_Antenna_Brochure_v.1.5.pdf.
- [11] 陈烈民. 航天器结构与机构[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2005:370-374.
- [12] 胡建峰, 肖勇. 展开速度对天线展开过程动力学影响分析[J]. 机械工程师, 2016, (5): 53-55.
- [13] 杨会生, 张银鹤, 柴方茂等. 离轴三反空间相机调焦机构设计[J]. 光学精密工程, 2013, 21 (4): 948-954.
- [14] 张淑杰, 李瑞祥, 丁同才. 盘绕式杆状展开机构的设计与力学分析[J]. 力学季刊, 2006, 27 (2): 341-347.
- [15] 董吉洪, 陈小伟. 空间相机主镜展开机构设计方案分析[Z]. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所.
- [16] 宋顺广, 王春洁. 航天器附件联动展开机构优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39 (7): 912-916.
- [17] 钟世宏, 王占利, 孙巍. 旋转展开弹簧支架的设计及其动力学研究[J]. 航天制造技术, 2009 (5): 22-27.
- [18] 李红信. 可展开平面天线机构展开过程分析与实验研究[D]. 哈尔滨工业大学, 2014. 7.
- [19] 张文会. 一种天线展开机构[J]. 西安: 中国空间技术研究院西安分院. “可展开空间结构”学术会议.