

太阳帆航天器姿态控制滚转轴稳定机设计

马鑫^{1,2,3}, 杨萱^{1,2,3}, 杨辰⁴, 钱航^{1,2,3}, 郑龙飞^{1,2,3}

- (1. 中国科学院空间科学与应用研究中心, 北京 100190;
2. 复杂航天系统综合电子与信息技术重点实验室, 北京 100094;
3. 中国科学院大学, 北京 100049; 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: 针对一种具体的由支撑臂支撑、方形帆面形式的太阳帆航天器, 介绍了质心偏移类、帆面转动类两大类姿态控制机构, 并分析了其优缺点, 对其适用的姿态控制滚转轴稳定机进行了设计。在构型设计、材料强度、结构强度、质量优化、控制精度等设计约束条件下, 围绕滚转轴稳定机转杆长度关键设计参数, 通过分析长度角度制约关系、几何计算、帆面有限元非线性静态建模仿真验证、伸展臂弯曲受力有限元建模仿真验证给出了转杆长度值的优化设计结果为 1.2 m, 并以此为依据结合功率、转速公式计算选取了合理的极限转速取值为 20.83 (°)/s。给出了一种滚转轴稳定机转杆长度优化设计思路, 为太阳帆航天器姿态控制方案设计提供了关键设计参数与设计约束条件, 优化设计结果对实际工程应用具有一定参考价值。

关键词: 太阳帆; 姿态控制机构; 滚转轴稳定机; 有限元; 非线性静态分析

中图分类号: V474.6; V412.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)S-0072-06

Roll stabilizer bars' design for solar-sail spacecraft attitude control

Ma Xin^{1,2,3}, Yang Xuan^{1,2,3}, Yang Chen⁴, Qian Hang^{1,2,3}, Zheng Longfei^{1,2,3}

- (1. Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. Key Laboratory of Integrated Avionics and Information Technology for Complex Aerospace Systems, Beijing 100094, China;
3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
4. QianXuesen Laboratory of Space Technology, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Two kinds of solar-sail attitude control mechanism were described in this paper, one was the centroid offset class, the other was the sail plane rotating class. Advantages and disadvantages of these two kinds of attitude control mechanism were analyzed. An attitude control roll stabilizer barsis was designed which was suitable for a kind of square solar sail which had extension boom and square sail surface. The boom's length of roll stabilizer bars is the key parameter, it was optimized under some constraints such as: configuration design, material strength, structural strength, quality optimization and control accuracy, it was calculated and verified through geometry relations and nonlinear static finite element simulation. The

收稿日期: 2014-10-11; 修订日期: 2014-11-12

基金项目: 中国科学院战略性先导科技专项资金(XDA04060303); 太阳帆民用航天资助项目

作者简介: 马鑫(1987-), 男, 博士生, 主要从事飞行器结构 CAD/CAE 设计仿真分析, 大挠性、柔性结构动力学与结构耦合动力学方面的研究。Email: maxin_198703140035@126.com

导师简介: 杨萱(1959-), 女, 研究员, 主要从事飞行器结构机构、大型航天器展开机构柔性动力学建模与仿真分析、探空火箭回收技术等方面的研究。Email: yangxuan@nssc.ac.cn

simulation result was 1.2 m. The rotate speed limit was obtained by power and speed relation formula according to the result of the boom's length, which was 20.83 (°)/s. In this paper, an optimization design idea of roll stabilizer bars boom's length was given. The calculation and simulation results provide the key design parameters and design conditions for the solar-sail spacecraft attitude control system design, and the optimization results have reference value for practical engineering applications.

Key words: solar-sail; attitude control mechanism; roll stabilizer bars; finite element; nonlinear static analysis

0 引言

为了摆脱庞大的运载工具,以实现更快、更价廉、更节能的目标,近年来一种新型航天器——太阳帆航天器受到了国内外的广泛重视^[1-2]。太阳帆航天器的工作原理是利用太阳光光压作为持续动力,通过自身的姿态控制机构来完成一些过去无法实现的空间探测任务^[3-4]。

由于太阳光光压非常小,为了获得足够的推力,太阳帆航天器一般都具有较大面积的帆面,其面积可达上千平方米左右^[5],这样的结构特点使太阳帆航天器具有了不同于一般航天器的固有特性,例如:较大的转动惯量、较大的太阳光压干扰力矩等,从而使得太阳帆航天器的姿态控制机构也不同于传统的喷气控制、反作用飞轮控制等一般控制机构,其控制机构的设计对于太阳帆航天器十分关键^[6-7]。

太阳帆航天器姿态控制机构按照作用原理可以分为两大类:质心偏移类、帆面转动类。质心偏移类包括:滑块执行机构、控制杆执行机构;帆面转动类包括:滚转轴稳定机(Roll Stabilizer Bars,以下简称RSB)、角帆执行机构、变反射率薄膜结构。控制杆执行机构^[8],其质心位置变化范围大,产生的控制力矩较大,能实现太阳帆姿态的快速机动,但其结构质量较大,万向节处应力变化剧烈,容易使机构发生疲劳进而失效;角帆执行机构^[9],其利用四个角帆可以实现太阳帆的三轴姿态控制,并且能够满足行星际飞行中的姿态控制精度要求,但是其结构设计较为复杂,不易于收拢发射;变反射率薄膜结构^[10],其不需要任何运动执行机构,大大降低了太阳帆航天器的结构复杂度与发射质量,但其控制力矩大小有限,而且对于帆面材料技术有很高要求。

与以上三种太阳帆航天器姿态控制机构相比,

滑块执行机构与RSB,可以保证有效载荷与帆面的相对位置固定,有利于星地间通信及有效载荷正常工作,对于帆的展开过程没有特殊要求,执行机构简单紧凑,可以保障姿态控制系统的可靠性。将两者共同用于太阳帆航天器,滑块执行机构通过改变太阳帆航天器的质心,从而产生太阳帆航天器的姿态控制力矩,进而控制太阳帆航天器的俯仰角和偏航角;RSB通过改变每个帆面的法线方向,进而控制太阳帆航天器的滚转角^[9]。

文中针对一种伸展臂支撑正方形帆面的太阳帆航天器,在构型设计、材料强度、结构强度、质量优化、控制精度等设计约束下,围绕RSB关键参数--转杆长度优化设计仿真验证,给出RSB相关设计参数,为此种太阳帆航天器姿态控制方案设计与工程实现提供了重要设计输入。

1 设计方案

1.1 结构机构设计

RSB用于一种方形太阳帆航天器^[11],航天器主要结构包括1个中心箱体、4根伸展臂和4片等腰直角三角形帆面,滑块执行机构沿伸展臂滑动,RSB安装于伸展臂端部,如图1所示。RSB转杆与帆面45°角点相连接,如图2所示;其中伸展臂为充气式伸展臂,帆面和伸展臂均与中心箱体连接。

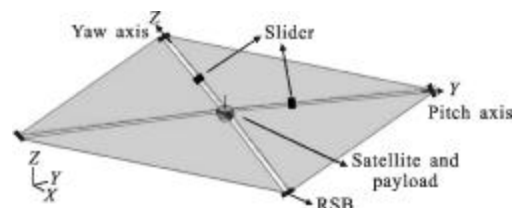


图1 太阳帆航天器

Fig.1 Solar-sail spacecraft

RSB 主要由安装底盘、转杆、电机三部分组成,

如图 2 所示。安装底盘固定于伸展臂端部,电机安装于底盘上,输出轴垂直于底盘平面;转杆安装于电机输出轴上,可以被电机带动旋转;转杆端部与帆面角点连接,每片帆面均有两个角点与各自邻近的转杆连接,当 2 个转杆同时转动时,帆面即被带动以帆面斜边中线为轴进行转动。

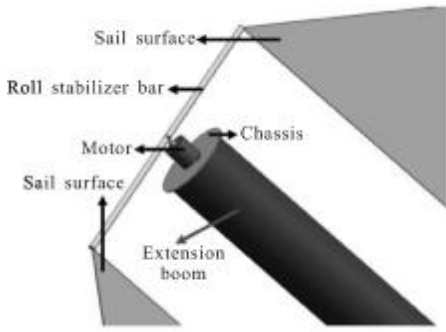


图 2 RSB 及帆面连接关系

Fig.2 Connection between RSB and sail surface

1.2 RSB 工作原理

RSB 的工作原理为:RSB 接到转动指令后,转杆转过 θ 角,从而带动帆面倾斜 χ 角,太阳光压力就会在倾斜的帆面上产生分力 F , 如图 3 所示;4 个 RSB 同时转动,且转动的方向和角度均一致,因此 4 片三角形帆倾斜角度始终能够保持一致,太阳光压在 4 片帆上产生的分力恰为 2 对共面力偶,这 2 对力偶共同产生了沿帆面法线方向的力矩 T , 即滚转轴控制力矩,如图 4 所示。

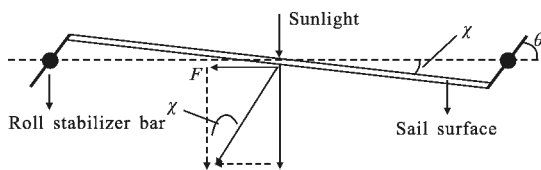


图 3 RSB 工作原理

Fig.3 Working principle of RSB

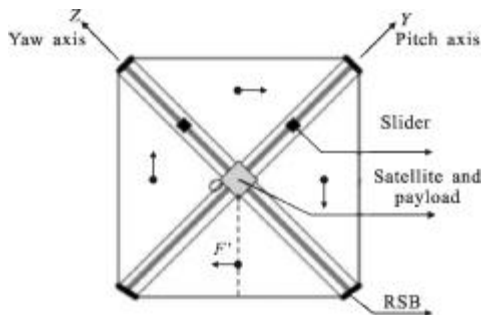


图 4 滚转轴控制力矩

Fig.4 Torque of roll axis

将 4 台 RSB 搭配上 2 台滑块执行机构就可以完全满足方形太阳帆航天器姿态对俯仰轴、偏航轴、滚转轴的三轴控制需求,同时控制机构在数量上达到系统最优,其工作原理简易,设计简单,针对圆截面薄壁充气式伸展臂装配方便,对于航天器整体的收拢、展开结构装置要求低、接口简易,便于工程实现。

2 参数仿真计算

RSB 转杆长度是 RSB 设计优化的核心参数,其直接关系到帆面转动角度即滚转轴控制力矩大小和控制精度,也决定了 RSB 的设计性能以及电机性能需求,一旦 RSB 转杆长度确定,其他设计参数便可依此进行设计计算,因此 RSB 的设计工作主要放在对其转杆长度参数的优化仿真计算上。除此之外,需要设计计算的参数还包括:RSB 转杆转动角度范围、RSB 转杆极限转速、RSB 转杆质量、RSB 转杆转动惯量。

2.1 RSB 转杆长度设计约束

根据任务需求以及设计要素,需要考虑的设计约束如下:

(1) RSB 转杆采用拟定材料与拟定截面,参数如表 1 所示,要求其质量尽量轻;

表 1 RSB 转杆参数

Tab.1 Parameters of RSB boom

Material	E/GPa	μ	Cross-sectional shape	$\rho/\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	σ_s/MPa
Carbon fiber	210	0.33	Ring, Outer diameter 300 mm, Wall thickness 0.1 mm	848	≥ 800

(2) 依据太阳帆航天器总体收拢空间约束,RSB 转杆长度取值在 1.2~1.5 m 之间;

(3) 帆面经过 RSB 伸杆旋转带动后,发生变形,其应力不能超过帆面材料屈服极限,并且安全系数大于 3,其材料参数如表 2 所示;

表 2 太阳帆帆面参数

Tab.2 Parameters of sail surface

Material	E/GPa	μ	Cross-sectional shape	$\rho/\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	σ_s/MPa
Poly-imide	210	0.34	thickness 1.5 μm , Length 160m	1 420	≥ 69

(4) 帆面达到最大转动角度时,RSB 转杆与帆面连接点处受力,从而使转杆发生弯曲,转杆由此产生的应力不能超过其材料屈服极限,并且安全系数大于 3;

(5) 帆面转动变形后,角点通过 RSB 转杆施加给伸展臂端部一定的轴向力,此力要小于伸展臂失稳临界载荷^[9],伸展臂材料、结构参数如表 3 所示;

表 3 伸展臂参数

Tab.3 Parameters of solar-sail extension boom

Material	E/GPa	μ	Cross-sectional shape	$\rho/\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	Length/m	F_{σ}/N
Carbon fiber	210	0.33	Ring, Outer diameter 300mm, Thickness 0.1mm	848	113	42

(6) 帆面转动角度越大,其控制力矩也越大,越易于姿态控制,但是随之 RSB 转杆长度也会越长,所需星上资源也越多,因此为了节省资源以及降低转杆质量,在满足太阳帆航天器姿态控制精度的前提下,帆面转动角度范围的上限应至少为 0.17° ,所以 RSB 转杆设计时就以此值作为帆面转动角度最大值的设计需求。

2.2 RSB 转杆长度优化设计仿真验证

2.2.1 优化设计思路

由于必须满足帆面能转动 0.17° 的设计约束,因此 RSB 转杆长度的选取存在如下关系,如图 5 所示,AB 对应图 3 中帆面斜边一半, O_1B 为较长的 RSB 转杆一半, O_2B 为较短的 RSB 转杆一半,当 AB 帆面斜边转动一定角度 χ 时,对应的 O_1B 转动 θ_1° 、 O_2B 转动 θ_2° ,同时 AB 帆面的 B 点分别被拉伸到 B_1 点与 B_2 点。

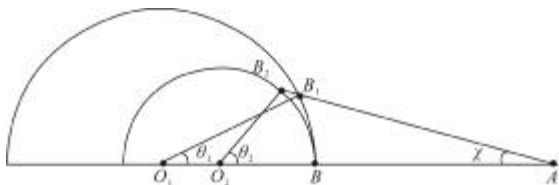


图 5 几何关系

Fig.5 Geometry relations

从图 5 可以看出,当帆面需要转动一定角度时,RSB 转杆长度越长,帆面被拉伸的程度越小,这对于

帆面来说比较有利,但是会增加 RSB 转杆质量,不利于前述设计约束条件 1,所以对于 RSB 转杆长度的设计优化思路为:在设计约束条件下尽量减小 RSB 转杆长度,并且通过有限元数值仿真来校核帆面材料应力、转杆弯曲应力以及伸展臂屈曲失稳,从而确定 RSB 转杆长度值。

2.2.2 具体设计仿真验证

设 RSB 转杆长度为 L,帆面转角与 RSB 伸杆转角存在如下关系式:

$$\sin\chi = \frac{L\sin\theta}{160} \tag{1}$$

为了使质量最小,依据设计约束条件(2)取 RSB 转杆长度为 1.2 m,依据设计约束条件(6)帆面最小转动范围上限应 $\geq 0.17^\circ$,结合公式(1),得出 1.2 m RSB 转杆转动最小值为 23.5° ,考虑一定冗余,取 RSB 伸杆转动范围为 $\pm 30^\circ$,下面针对设计约束条件(3)~(5)进行验证。

利用有限元软件建立太阳帆航天器四分之一模型,如图 6 所示,其边界条件为:帆面预应力场 6 500 Pa;光压 $9.12e-6 \text{ Pa/m}^2$;太阳帆四分之一模型左上角点强制位移 $(-0.08, 0, 0.3) \text{ m}$,太阳帆四分之一模型右下角点强制位移 $(0, -0.08, -0.3) \text{ m}$ (强制位移用于模拟帆面角点被 RSB 转杆旋转带动后被拉伸与空间位置)。通过非线性静力分析后,得出 RSB 转杆转动到极限位置 $\pm 30^\circ$ 时的帆面应力结果,其应力、应变云图如图 7 和图 8 所示。

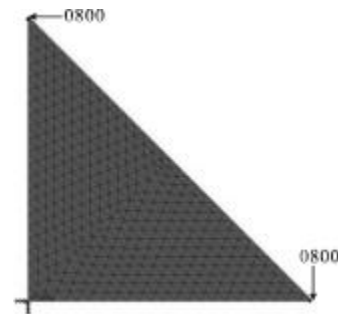


图 6 有限元模型

Fig.6 Finite element model

仿真结果显示,帆面最大应力为 7.1 MPa,小于帆面材料屈服极限,安全系数大于 3,满足设计约束条件(3);通过提取帆面角点力为 20.5 N,将其作用在 RSB 端部,通过有限元建模仿真,结果显示 RSB 转杆产生最大应力为 1.87 MPa,如图 9 所示,小于其材

料许用应力极限,安全系数大于 3,满足设计约束条件(4);帆面角点作用在伸展臂端部的轴向力为 36.672 N,小于其失稳临界载荷,满足设计约束条件(5)。

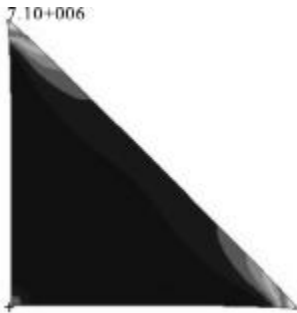


图 7 应力云图
Fig.7 Stress cloud



图 8 应变云图
Fig.8 Strain cloud



图 9 RSB 转杆应力云图
Fig.9 Stress cloud of RSB boom

由此看出,当 RSB 取设计约束条件 2 中的最小值时,其他设计约束条件均验证满足,因此得出 RSB 转杆长度的优化设计取值为 1.2 m,下面以此关键设计参数为准,进行 RSB 其它参数设计。

2.3 RSB 转杆极限转速计算

RSB 转杆极限转速是在 RSB 转杆长度确定后需要进行计算的另一个关键性能参数,它决定了 RSB 转杆转动的最大速度,即滚转轴姿态控制力矩变化速度问题,它与太阳帆航天器姿态控制方案设计密切相关。

功率、转矩、转速之间的计算公式为:

$$T = \frac{9.55P}{N} \quad (2)$$

式中:T 为转矩,由 RSB 转杆两端帆面拉力作用而

得;P 为功率,根据方形太阳帆航天器总体功率分配要求,此处取值为 2 W;N 为转速,即 RSB 转杆转动速度,单位为 r/min。

根据公式(2),可以推导出如下公式:

$$\omega = \frac{57.3}{\frac{1}{2}fL\sin\theta} \quad (3)$$

式中: ω 为 RSB 转杆转速,单位为($^{\circ}$)/s; f 为帆面作用在 RSB 转杆端部拉力在垂直于扭矩力臂方向上的分力; L 为 RSB 转杆长度; θ 为 RSB 转杆转动角度。

由公式(3)可见, f 与 $\sin\theta$ 的乘积与转速 ω 呈反比例关系。再由 RSB 结构设计、与帆面连接关系可知: f 与 $\sin\theta$ 之间成正相关关系,即帆面转角越大,帆面被拉伸程度就会越大,其作用在 RSB 转杆端部的拉力也就越大,那么帆面作用在 RSB 转杆端部拉力在垂直于扭矩力臂方向上的分力 f 也就越大。

基于以上两点分析,可以得出以下几点:在帆面刚刚转动时, $\sin\theta$ 与 f 均趋近于 0,此时刻理论上转速可以无限大,但是,帆面继续转动时, $\sin\theta$ 与 f 均同时增大,那么对应的转速也将随之减小,所以理论上 RSB 伸杆转速不存在全过程极大值,只有全过程极小值,即发生在帆面转角达到转动上限 0.17° 时,此时带入公式(3)相应数值得出转速值为 $20.83 (^{\circ})/s$ 。

由于 RSB 转杆极限转速将作为一个重要的约束输入提供给姿态控制方案设计,因此必须给出一个固定值,不能是无穷大,所以将帆面转角达到转动上限时对应的 RSB 转杆转速值作为 RSB 转杆极限转速。由于除此之外的帆面转动过程中任一状态对应的转速值都大于 $20.83 (^{\circ})/s$,因此将此值作为姿态控制方案设计时的 RSB 转杆极限转速约束条件,将保证 RSB 转杆全程不超过此转速,也就保证了在帆面转动全过程中其功率消耗不会超过 2 W 的总体约束条件,否则如果选取大于 $20.83 (^{\circ})/s$ 的值作为姿态控制方案设计时的 RSB 转杆极限转速约束条件,就有可能使姿态控制时帆面转动的某个时刻其消耗功率大于 2 W,给空间任务带来风险。

2.4 RSB 设计参数优化结果

综合上述参数计算仿真验证,可以得出一组优化设计后的 RSB 设计参数,如表 4 所示。其中的转杆质量与转杆转动惯量可以根据成熟的公式计算得出。

表 4 RSB 参数设计结果

Tab.4 Results of RSB parameters

Length/m	Rotation range/(°)	Speed limit / (°)·s ⁻¹	Mass/kg	Moment of inertia/kg·m ²
1.2	±30	20.83	0.096	0.00576

3 结论

文中针对一种具体的充气式伸展臂、方形帆面的太阳帆航天器姿态控制滚转轴稳定机给出了其结构构型设计,并对 RSB 转杆长度等关键参数进行了优化设计计算仿真验证,最终确定了 RSB 转杆长度为 1.2 m,并且为太阳帆航天器姿态控制方案设计提供了 RSB 转杆极限转速的重要设计输入,其值为 20.83 (°)/s。

文中的优化设计计算仿真验证过程为适应此种方形太阳帆航天器姿态控制的滚转轴稳定机提供了一种优化设计思路、一种计算仿真验证方法,对太阳帆航天器工程化具有指导意义,最终的设计结果对实际工程应用具有一定参考价值。

参考文献:

- [1] Rong Siyuan, Liu Jiafu, Cui Naigang. A review of solar sail spacecraft research and its key technology [J]. Aerospace Shanghai, 2011, 2: 53-62. (in Chinese)
荣思远, 刘家夫, 崔乃刚. 太阳帆航天器研究及其关键技术综述[J]. 上海航天, 2011, 2: 53-62.
- [2] Johnson Les, Whorton Mark, Heaton Andy, et al. Nano sail-D: A solar sail demonstration mission[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(5/6): 571-575.
- [3] Johnson L, Young R, Montgomery E, et al. Status of solar sail technology within NASA [J]. Advances in Space Research, 2011, 48(11): 1687-1694.
- [4] Qian Hang, Zheng Jianhua, Yu Xizheng, et al. Dynamics and control of displaced orbits for solar sail spacecraft[J]. Chin J Space Sci, 2013, 33(4): 458-464. (in Chinese)
钱航, 郑建华, 于锡峥, 等. 太阳帆航天器悬浮轨道动力学与控制[J]. 空间科学学报, 2013, 33(4): 458-464.
- [5] Ma Xin, Yang Xuan, Zheng Jianhua, et al. Simulation and analysis for the flexible structure of solar sail spacecraft[J]. Aerospace Control and Application, 2014, 40(3): 36-40. (in Chinese)
马鑫, 杨萱, 郑建华, 等. 太阳帆柔性结构动力学仿真计算[J]. 空间控制技术与应用, 2014, 40(3): 36-40.
- [6] Wie B. Dynamic modeling and attitude control of solar sail spacecraft:Part 1[J]. AIAA Paper, 2002, 4572: 5-8.
- [7] Heiligers J, McInnes C R, Biggs J D, et al. Displaced geostationary orbits using hybrid low-thrust propulsion [J]. Acta Astron, 2012, 71: 51-67.
- [8] Cui Htao, Luo Junhong, Cui Pingyuan, et al. Attitude control of solar sail spacecraft with control boom[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(2): 170-176. (in Chinese)
崔祐涛, 骆军红, 崔平远, 等. 基于控制杆的太阳帆姿态控制研究[J]. 宇航学报, 2008, 29(2): 170-176.
- [9] 张震亚. 太阳帆推进技术发展历程与研究要点[J]. 科技创业家, 2013(13): 5-8.
- [10] Tsuda Y, Mori O, Funase R, et al. Flight status of IKAROS deep space solar sail demonstrator [J]. Acta Astronautica, 2011, 69(9): 833-840.
- [11] Hu Jie, Yang Xuan. Dynamic modeling of solar sail spacecraft deployment mechanism [J]. Mmrocomputer Information, 2012, 28(4): 155-156. (in Chinese)
胡洁, 杨萱. 太阳帆航天器展开机构柔性动力学建模[J]. 微计算机信息, 2012, 28(4): 155-156.