DOI: 10.3901/JME.2020.05.202

基于真空负压吸附的太阳翼重力卸载技术*

张加波¹ 王 辉² 李 云¹ 姜力元² 李德勇¹ 何鹏鹏¹

(1. 北京卫星制造厂有限公司 北京 100094;

2. 清华大学机械工程系 北京 100084)

摘要: 空间可展开机构在地面装配和模拟展开试验过程中受到重力作用而产生应力或变形, 在太空环境下重力消失引起应力释放, 造成空间机构的性能发生变化影响其在轨可靠运行。针对太阳翼等空间可展开机构地面装配和展开试验的重力卸载需求, 提出基于真空负压吸附的重力卸载方法, 通过对太阳翼的展开动力学分析, 建立卸载重力的太阳翼动力学模型; 分析摩擦因数对真空负压吸附系统运动性能的影响规律和重力补偿系统的跟随响应特性, 实现重力卸载系统在水平面内的自由移动和快速跟随。试验结果表明, 真空负压吸附重力卸载系统的接触界面摩擦因数小于 0.08, 在 40 N 的太阳翼载荷下重力补偿系统的响应误差为 $\pm 5\%$, 综合重力卸载精度可以达到 94.6%。因此, 基于真空负压吸附的重力卸载方法具有很高的自由度和跟随响应速度, 能够满足太阳翼等空间可展开机构精密装配和模拟展开试验的需求。

关键词: 太阳翼; 真空负压吸附; 重力卸载; 二维平动

中图分类号: TH164

Gravity Compensation Technology of Solar Array Based on Vacuum Negative Pressure Adsorption

ZHANG Jiabo¹ WANG Hui² LI Yun¹ JIANG Liyuan² LI Deyong¹ HE Pengpeng¹

(1. Beijing Spacecraft, Beijing 100094;

2. Department of Mechanical Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084)

Abstract: The space deployable mechanism is produced stress or deformation caused by gravity during ground assembly and simulated deployment test. The disappearance of gravity in space environment causes stress release, which results in the performance change of space mechanism and affects its reliable operation on orbit. Aiming at the gravity compensation requirement of ground assembly and deployment test of space deployable mechanisms such as solar array, a gravity compensation method based on vacuum negative pressure adsorption is proposed. The dynamics model of solar array with unloading gravity is established by analyzing the dynamics of solar array deployment. The influence of friction coefficient on the motion performance of vacuum negative pressure adsorption system and the following response characteristics of gravity compensation system are analyzed. It realizes free movement and fast following of gravity compensation system in horizontal plane. The experimental results show that the contact friction coefficient of gravity compensation system based on vacuum negative pressure adsorption is less than 0.08, the response tolerances of gravity compensation system under 40 N solar wing load is $\pm 5\%$, and the comprehensive gravity compensation accuracy can reach 94.6%. Therefore, the gravity compensation method based on vacuum negative pressure adsorption has high degree of freedom and following response speed, which can meet the requirements of precision assembly and simulated deployment test of solar array.

Key words: solar array; vacuum negative pressure adsorption; gravity compensation; planar motion

0 前言

太阳翼是卫星、空间探测器、空间站等航天器上常用的可展开机构。质量轻、尺度大、刚度弱的太阳翼等类型的空间可展开机构在地面装配和模拟

展开试验过程中会受到重力作用而产生应力或变形, 在太空环境下重力消失引起应力释放, 结构变形恢复改变装配面的接触状态, 引起产品的精度和性能发生变化, 使可展开机构的展开轨迹和位姿达不到使用要求^[1-6]。因此, 在大型空间可展开机构地面装配和展开试验过程中平衡重力作用的影响, 对于航天产品的在轨可靠运行至关重要。目前, 常用的空间可展开机构的重力卸载通常可以分为滑轮-

* 国家自然科学基金(U1737207)和国防基础科研(JCKY2016203B081)资助项目。20190315 收到初稿, 20190820 收到修改稿

吊索装置和气浮支撑装置两种类型^[7-10]。滑轮-吊索装置通过绳索的拉力平衡零部件的重力，对于轻质可展开机构，存在滑轮摩擦阻力大、响应不灵敏以及机构上下移动引起附加惯量等问题。地面气浮支撑装置结构简单、对重力的平衡效率高，但是对于具有较大空间尺寸薄板类可展开机构，由于质心运动引起偏移容易造成可展开机构的倾覆，影响产品的安全性^[11-13]。因此，探索灵活性好、效率高的新型重力卸载方法及装置，对于大型空间可展开机构的地面装配和展开试验具有非常重要的意义。

针对空间可展开机构的技术发展和重大应用需求，本文提出了一项基于上部真空负压吸附的太阳翼地面装配和展开试验过程重力卸载方法，结合太阳翼的展开动力学分析，建立卸载重力的太阳翼动力学模型，通过仿真与原理试验验证确定真空负压吸附的太阳翼重力卸载关键技术的可行性。

1 太阳翼装配展开动力学分析

卫星太阳翼单元的基本结构如图 1 所示，太阳翼单元的主体包括了一个连接架、三个太阳翼基板以及相互之间的连接铰链等^[14-16]。建立空间坐标系，以连接架的定轴转动铰链处为原点 o ，太阳翼展开方向为 z 轴，整个单元的各个部分在 oyz 平面上平动展开。

图 1 太阳翼单元基本结构

太阳翼展开力学模型如图 2 所示，太阳翼单个基板的受力分析如图 3 所示，设：① 连接架及太阳翼基板的重心分别为 $G_i \in \mathbf{R}^2, i=0, 1, 2, 3$ ；② 固定转轴 ox 到连接架质心的距离为 $\overline{OG}_0 = R_0$ ，到连接架与太阳翼基板间铰链的距离为 L_0 ；③ 连接架及三个太阳翼基板之间的铰链位置记为 $P_i(y, z) \in \mathbf{R}^2$ （简记为在 oyz 平面上的投影）， $i=1, 2, 3$ ；④ 各个太阳翼基板的长度为 $L_i, i=1, 2, 3$ ，其质心在太阳翼几何中心位置。

则其运动学方程可以表述如下

$$\begin{cases} y_{P(i)} = y_{P(i-1)} + L_{i-1} \sin \theta_{i-1} \\ z_{P(i)} = z_{P(i-1)} + L_{i-1} \cos \theta_{i-1} \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} y_{G(i)} = y_{P(i)} + \alpha L_i \sin \theta_i \\ z_{G(i)} = z_{P(i)} + \alpha L_i \cos \theta_i \end{cases} \quad (2)$$

图 2 太阳翼展开力学模型

图 3 太阳翼单个基板的受力分析

并有 $y_{P0}=0, z_{P0}=0$ 以及 $\alpha L_0=R_0, \alpha L_i=L_i/2, i=1, 2, 3$ 。然后，对时间 t 进行一次微分，有

$$\begin{cases} \dot{y}_{P(i)} = \dot{y}_{P(i-1)} + L_{i-1} \dot{\theta}_{i-1} \cos \theta_{i-1} \\ \dot{z}_{P(i)} = \dot{z}_{P(i-1)} - L_{i-1} \dot{\theta}_{i-1} \sin \theta_{i-1} \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{y}_{G(i)} = \dot{y}_{P(i)} + \alpha L_i \dot{\theta}_i \cos \theta_i \\ \dot{z}_{G(i)} = \dot{z}_{P(i)} - \alpha L_i \dot{\theta}_i \sin \theta_i \end{cases} \quad (4)$$

对时间 t 进行二次微分，有

$$\begin{cases} \ddot{y}_{P(i)} = \ddot{y}_{P(i-1)} + \\ L_{i-1} (\ddot{\theta}_{i-1} \cos \theta_{i-1} - (\dot{\theta}_{i-1})^2 \sin \theta_{i-1}) \\ \ddot{z}_{P(i)} = \ddot{z}_{P(i-1)} - \\ L_{i-1} (\ddot{\theta}_{i-1} \sin \theta_{i-1} + (\dot{\theta}_{i-1})^2 \cos \theta_{i-1}) \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \ddot{y}_{G(i)} = \ddot{y}_{P(i)} + \\ \alpha L_i (\ddot{\theta}_i \cos \theta_i - (\dot{\theta}_i)^2 \sin \theta_i) \\ \ddot{z}_{G(i)} = \ddot{z}_{P(i)} - \\ \alpha L_i (\ddot{\theta}_i \sin \theta_i + (\dot{\theta}_i)^2 \cos \theta_i) \end{cases} \quad (6)$$

太阳翼通过驱动机构的作用使各个基板快速展开，每个基板与连接架之间采用联动机构，保证太阳翼在展开过程中各个基板的同步运动。每个基板上的联动装置装有联动轮，联动轮通过弹簧扭转实现转动，弹簧扭转角度的变化直接反映每个基板(或连接架)的角度变化。在展开过程中，基板联动轮的角速度是连接架联动轮的两倍，相邻两基板间的夹角始终相等，能够避免各基板的运动干涉或碰撞，保证同步展开^[17-20]。因此，有如下条件

$$\begin{cases} \theta_i = 2\theta_0 \\ \dot{\theta}_i = 2\dot{\theta}_0 \end{cases} \quad i=1,2,3 \quad (7)$$

通过仿真可以得到太阳翼单个基板的展开角度与时间的关系如图 4 所示, 由此可知, 太阳翼在展开试验时, 从折叠到完全展开的变化为: ① 连接架从折叠到展开, 角度变化为 $\pi/2$; ② 基板从折叠到展开, 角度变化为 π , 基板与基板之间的角度变化值也是 π 。

图 4 单个基板的展开角度与时间关系图

考察四个主要部件的质心, 其动力学方程为

$$\begin{cases} F_{G(y,i)} = m_{(i)} \ddot{y}_{G(i)} = \\ m_{(i)} (\ddot{P}_{(i)} + \alpha L_i (\ddot{\theta}_i \cos \theta_i - (\dot{\theta}_i)^2 \cos \theta_i)) \\ F_{G(z,i)} = m_{(i)} \ddot{z}_{G(i)} = \\ m_{(i)} (\ddot{P}_{(i)} - \alpha L_i (\ddot{\theta}_i \sin \theta_i + (\dot{\theta}_i)^2 \sin \theta_i)) \\ M_{(i)} = J_x \ddot{\theta} = \frac{m_{(i)}}{12} (L_i)^2 \end{cases} \quad (8)$$

由达朗贝尔原理, 可知

$$\sum_{i=0}^N F_i + G_i - m_{(i)} a_{x(i)} = 0 \quad (9)$$

$$\sum_{i=0}^N M_{(i)} - J_{(i)} \ddot{\theta} = 0 \quad (10)$$

$$M_{(i)} = M_{(j)} \quad i \neq j \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (11)$$

为了有效卸载基板上的重力, 应在 x 方向上保持平衡。因此有

$$a_{x(i)} = 0 \quad (12)$$

则

$$F_i + m_{(i)} g = 0 \quad (13)$$

同时

$$M_{z(i)} = 0 \quad (14)$$

考虑联动机构的影响, 驱动机构将太阳翼弹开后, 驱动弹簧储存的弹性势能转变为整个太阳翼系统的动能。同时, 由于联动机构及各铰链点处存在铰链间摩擦, 可简化为一个阻力矩逐渐增大的“阻力弹簧”, 则在各联动轮处由驱动弹簧产生的驱动力

矩表示为

$$T_i = T_{E(i)} - K_{(i)} \theta - K_{f(i)} \dot{\theta} \quad i = 0, 1, 2, 3 \quad (15)$$

式中, $T_{E(i)}$ 表示初始积蓄的弹性势能, $K_{(i)}$ 表示弹簧的刚度系数, $K_{f(i)}$ 表示弹簧的阻力系数。这反映在展开过程中弹性势能逐渐转化成为太阳翼展开的动能。

太阳翼的动能可以由下式表达

$$E = \frac{1}{2} \sum m_{(i)} r_{(i)}^2 \dot{\theta}^2 + \frac{1}{2} \sum m_{(i)} (\dot{x}^2 + \dot{y}^2) \quad (16)$$

将各种阻尼看成“阻力弹簧”后, 其摩擦功可以类比为弹性势能, 各基板(连接架)从折叠到展开时展开总系统势能可以由下式表达

$$\begin{aligned} V = \int_0^{\pi/2} T_{E(0)} - K_{(0)} \dot{\theta} - K_{f(0)} \ddot{\theta} d\theta + \\ \sum \int_0^{\pi} T_{E(i)} - K_{(i)} \dot{\theta} - K_{f(i)} \ddot{\theta} d\theta \end{aligned} \quad (17)$$

考虑整个系统的动能、弹性势能和摩擦功(视作阻力弹簧效应)作用, 基于能量守恒原理, 通过数值方法解出整个的展开过程的消耗时间。

2 真空负压吸附重力卸载技术原理

太阳翼的展开过程, 是建立在竖直方向上系统保持力学平衡状态的前提之下。在太阳翼的展开过程中及展开后, 要保证单个基板的悬吊拉力与重力始终平衡, 处于水平面平动状态, 防止在铰链部位产生较大的弯曲应力改变整个系统的动力学特性, 影响太阳翼展开可靠性。因此, 空间可展开机构的重力卸载系统, 平衡重力的精确度要高, 达到卸载重力的平衡状态的响应速度要快。

真空负压吸附的重力卸载系统结构模型如图 5 所示, 主要由在平面内自由移动的真空负压吸附装置和能够实现恒力拉伸的重力补偿装置组成。该系统具有两自由度平移特性、能够在太阳翼等轻质零部件装配及展开试验过程中进行重力自动平衡。

真空负压吸附的重力卸载系统需要吸附在水平顶板上, 水平顶板作为吸附装置平面移动的基准面, 其平面度和表面粗糙度较高。真空负压吸附装置为一个中空结构, 在负压环境下被标准气压压紧到水平顶板上实现吸附功能, 真空腔的四周边缘上采用高孔隙率材料, 有微量气流从孔隙喷出使得水平顶板和气足装置的接触面之间形成微压气膜, 从而极大减少它们之间摩擦因数。重力补偿装置安装在负压吸附装置下方, 通过吊索悬挂太阳翼基板, 这是一个设定好目标拉力(太阳翼基板重力值)的力-位

图5 重力卸载系统结构模型

移反馈系统, 当力传感器发现测量数值偏移目标值之后, 通过调整吊索的长度来改变吊索上拉力值以保持对重力的平衡^[21-23]。

由于太阳翼在装配和展开过程中会在水平面内移动, 重力卸载系统应具备跟随功能, 能够被动跟随产生的位移, 确保悬吊中心线与太阳翼基板的重力线尽可能保持重合以提高重力卸载精度。因此, 重力卸载装置跟随系统的自由度和响应能力相当高, 应具备如下特点。

- (1) 真空负压吸附装置, 具备一个旋转自由度和两个平移自由度。
- (2) 真空负压吸附装置与水平顶板之间通过气膜减阻装置实现较低的摩擦因数。
- (3) 确保重力补偿装置有较好的灵敏度, 能够快速响应拉力变化逼近目标值。

图6 真空负压吸附装置的受力分析

真空负压吸附装置的受力分析如图6所示, 根据力平衡原理可知

$$\begin{cases} F \sin \varphi - F_f - m_a \ddot{x} = 0 \\ F_f = (P - F \cos \varphi) \mu \end{cases} \quad (18)$$

式中, P 代表真空负压吸附装置的吸附作用力, F_f 为表面摩擦阻力, μ 为重力卸载系统与上部顶板之间的表面摩擦因数, F 为太阳翼基板对于重力卸载系统的拉力(与太阳翼基板的质量 m_s 及所受的载荷

有关), m_a 为重力卸载系统的质量, φ 为悬吊中心线与重力作用线的夹角。

假设重力卸载系统的卸载精度为 k , 在重力卸载平衡过程中, 真空负压吸附装置的吸附作用力与太阳翼基板质量之间需要满足以下关系

$$\left| \frac{P\mu + m_a \ddot{x}}{\sin \varphi + \mu \cos \varphi} - m_s g \right| \leq k m_s g \quad (19)$$

2.1 真空负压吸附装置

真空负压吸附系统的核心组件是一种平面气浮轴承装置, 具有中空结构, 简化物理模型如图7所示。通过抽气能够产生一个负压环境, 形成对水平顶板的吸附功能; 负压空腔的四周边缘上用高孔隙率材料封闭, 正压微气流从这些孔隙喷出在水平顶板和吸附装置的接触面之间形成气膜层, 以气体润滑的方式降低它们之间的摩擦因数。

图7 真空负压吸附简化物理模型

真空负压吸附装置采用收缩扩张喷管(拉瓦尔喷管)装置提供所需要的气体压力, 拉瓦尔喷管原理如图8所示。拉瓦尔喷管外接正压气源, 根据伯努利原理, 连续性气流经过拉瓦尔喷管收缩扩张后的流速大大增加而压力降低, 在负压腔外接气管呈现负压, 在排气腔呈现正压。通过气管连接真空负压吸附系统后, 能够在真空负压吸附装置中心区域形成负压区域, 并在边缘形成正压, 实现真空负压吸附功能^[24-25]。

图8 拉瓦尔喷管原理

2.1.1 真空吸附力

假设气浮轴承的面积为 S_0 , 侧面积为 A , 中间挖空的真空室面积为 S_1 , 留下面积为 S_2 的圆环(多孔材料外接正压源)。大气压为 P_0 , 假设由负压源在吸附装置真空室产生的等效气压为 $P_1 = \alpha P_0$, 正压源在由多孔材料形成气膜的气压 $P_2 = \beta P_0$ 。通过调节气源

改变气压的 P_1 数值(这里具体体现为改变系数 α 和 β 参数值), 就能改变吸附力的 F_z 大小。吸附力与气源气压和拉瓦尔喷管装置的参数有关, 可以通过现场试验和理论计算来获得具体的结果

$$\Delta P_1 = \sum \Delta P_i = \frac{\lambda_1 l_{A0}}{\sqrt{4A_0/\pi}} \frac{\rho v_0^2}{2} + \frac{\lambda_2 l_{A0}}{\sqrt{4A_0/\pi}} \frac{\rho v_-^2}{2} \quad (20)$$

式中, v_- 和 v_+ 分别代表负压腔气管和排气管中气体的平均流速, λ_i 分别为各个气管内的阻力系数, 在做简要讨论时, 可以认为 $\lambda_1 = \lambda_2 = \lambda_3 = 64 / Re$ (雷诺数)。为了简化计算, 通过莫迪图来确认管内摩擦因数与雷诺数的关系, 并确定负压腔气管和排气管末端的气压。而负压腔气管和气源气管分别连接到气足上, 通过一个气压源的压力值 P_0 可以唯一确定 α 和 β 的数值, 并确定气足吸附力的大小 $F_z(\alpha, \beta) = F_z(P_0)$ 。

2.1.2 跟随响应性能

当太阳翼基板在展开时, 相对位移对真空负压吸附装置产生一个相同方向上的拉力分量。由于摩擦因数很小, 真空负压吸附装置在这个拉力分量的作用下沿着相同方向移动, 近似移动到太阳翼基板质心的垂直上方为止。由于这个系统中同时存在着太阳翼机构中的能量损耗(包括摩擦阻尼、变形内阻尼等)和真空负压吸附装置在滑动过程中的摩擦阻力, 停止时的这个位移分量已经很小, 真空负压吸附装置上的拉力分量能够与太阳翼等效重力保持平衡。这就是太阳翼在展开过程中的被动跟随功能, 它能够确保悬吊中心线与被卸载物的重力线间尽可能重合以提高重力卸载精度。

考虑 m_a-m_s 质点系, 设太阳翼基板在水平方向有位移 x 时, 存在一个偏移角度 φ , 真空负压吸附装置开始跟随运动, 此时其运动微分方程为

$$\begin{cases} \ddot{x}(m_a + m_s) - \dot{\varphi} l m_s - c \dot{x} = 0 \\ \dot{\varphi} l - \ddot{x} = -g \varphi \end{cases} \quad (21)$$

式中, m_a 表示重力卸载系统的等效质量, m_s 表示太阳翼基板的等效质量, 第一项反映了 m_a-m_s 质点系 x 轴上的力学平衡(达朗贝尔原理), 第二项反映了 m_s 对真空负压吸附装置悬吊中心点(转动中心)的动量矩定理。

通过对系统的动力学仿真分析得到重力卸载系统跟随响应曲线如图 9 所示, 其本质上是一个有阻尼的随机振动系统。由于重力卸载系统中存在太阳翼机构中的能量损耗(包括摩擦阻尼、变形内阻尼等)和真空负压吸附装置在滑动过程中的摩擦阻力, 重力卸载系统振动能量实际上会快速衰减。因此, 真

空负压吸附装置移动时候会很快逼近太阳翼质心垂直线位置(由于振动能量衰减)而停止。

图 9 重力卸载系统跟随响应曲线

2.2 重力补偿装置

重力卸载系统的核心功能是实时平衡重力, 因此, 重力补偿装置要确保太阳翼基板在展开过程中所受的悬吊拉力始终与重力相等。如果太阳翼基板产生竖直或水平方向的移动趋势, 悬吊拉力发生变化, 重力补偿装置能够使悬吊拉力恢复到重力值, 对拉力进行适应性调整。

重力补偿装置的关键部件是恒力弹簧单元, 由弹簧片按涡状线紧密卷在一起, 中间留孔以便安装在轴上, 弹簧片的厚度一般不超过 1 mm。恒力弹簧拉力与位移的关系曲线如图 10 所示, 当弹簧片在小位移范围内拉伸或者收缩时, 弹簧自由端的伸长\收缩几乎不会改变主体的直径, 这样的变化范围近似为恒力行程, 因而能输出恒扭矩。由于直径变化很小, 所以拉力 F 的变化可以忽略不计。

图 10 恒力弹簧拉力与位移的关系曲线

不同材料、不同尺寸弹簧的恒力行程和最大载荷是不同的。由于单个恒力弹簧使用时会产生附加弯矩, 因此, 用两个弹簧对称并联的方式来抵消两者产生的弯矩, 并且弹簧并联相当于刚度系数增加一倍, 能够承受两倍的载荷^[26-28]。恒力系统的结构示意图如图 11 所示, 弹簧单元安装长方形的壳体中, 壳体上有通孔用于安装导向轴, 导向轴两端开有螺纹孔, 用挡圈和螺钉安装定位; 为了保证壳体具有导轨作用, 壳体间的宽度正好能容纳弹簧, 并且留有裕量避免弹簧展开时与壳体产生摩擦。

图 11 恒力系统结构示意图

3 太阳翼重力卸载试验研究

通过对太阳翼展开过程的重力卸载试验, 开展真空负压吸附重力卸载系统的研究。试验系统主要包括: 支撑桁架结构、大尺寸水平顶板、真空负压吸附重力卸载系统、太阳翼基板模型。根据太阳翼基板的展开过程, 对重力卸载系统的关键性能参数进行分析, 并在太阳翼单元的模拟展开过程中进行测试验证。

3.1 吸附悬吊能力分析

重力卸载系统要保障吸附能力, 降低有效载荷自由运动的影响(例如气管交叉碰撞等问题)。真空负压吸附装置是基于平面空气轴承设计的, 气源供气压力范围为 $0.2 \sim 0.8 \text{ MPa}$, 通过真空发生器同时产生负压 P_1 和正压 P_2 , 两者之间的关系根据真空发生器型号确定。标准型真空发生器的排气特性表明真空压力与空气消耗量在一定供给压力范围内与供给压力成线性关系。

设真空负压吸附装置的固定载荷为 M_g , 吸附力由压力 P_r 来控制, 设水平顶板为刚性固定单元, 建立有限元模型如图 12 所示。重力加速度为 $g = 0.8066 \text{ m/s}^2$, 假设真空负压吸附装置质量为 0.5 kg , 总载荷为 98.066 N , 真空负压吸附装置外径为 80 mm , 内径为 50 mm , 压力初始值为 $P_0 = 1.05\pi \times 10^5 \text{ Pa}$ 。由于悬吊拉力 $F_z = -P_1 S_1 + P_2 S_2$, 又知 $S_1 = 9.75\pi \times 10^{-4} \text{ m}^2$, $S_2 = 6.25\pi \times 10^{-4} \text{ m}^2$, 可以解出 $P_r \geq 0.041 \text{ MPa}$ 为保持真空负压吸附装置不脱落的工作气压。

图 12 气压仿真的有限元模型

3.2 摩擦因数对真空负压吸附装置运动性能的影响分析

为了保证卸载精度和响应效率, 真空负压吸附装置与顶板之间的摩擦应该尽可能小。但是顶板面积很大, 提高顶板表面的粗糙度和平面度的制造成本很高, 从经济性考虑, 摩擦只能控制在一定范围

内。通过仿真得到在不同的界面摩擦因数下, 真空负压吸附装置跟随运动特性的变化曲线, 如图 13 所示。由摩擦因数对真空负压吸附装置运动性能的影响关系可知, 减小界面间摩擦因数可以让真空负压吸附装置更快接近平衡的位置。水平顶板采用 Q235 材料铣削加工, 表面发黑处理, 接触界面的摩擦因数能够稳定控制在 $\mu_p=0.08$ 的水平。当接触界面摩擦因数过大, $\mu_p=0.18$ 时, 会导致真空负压吸附装置在运动过程中存在运动不平稳、吸附不稳定等问题。

图 13 摩擦因数对运动性能影响曲线

3.3 太阳翼重力卸载试验

重力卸载系统采用无油润滑空气压缩机提供气源,型号为OTS-550,使用时最大排气压力为0.4 MPa;真空发生器为SMC ZH18DS,负压气管和正压气管尺寸均为外径 $\Phi 8$ mm,内径 $\Phi 6.4$ mm。气源气管内的雷诺数为 $Re = \frac{d_0 \rho u}{\mu} = 8504$,摩擦因数 $\lambda_1 = 0.03$,气源

气管内存在的压力损失为: $\Delta P = \lambda_2 \frac{l_0}{d_0} \frac{\rho u^2}{2} = 1.43 \text{ kPa}$ 。

试验中发现,单个真空负压吸附装置的有效吸附力约为60 N,存在大约20%的吸附力损失,能够满足太阳翼基板的重力卸载与展开试验。

太阳翼基板有效载荷约40 N,试验测定的真空负压吸附装置的拉伸变形曲线如图14所示。当太阳翼在竖直方向上有微小扰动时,会产生竖直方向拉伸力变化,这时计算太阳翼重量时需要加上一个惯性力。但是,重力补偿装置的恒力弹簧有一定的响应精度,微小力的变化不会导致弹簧的伸长或收缩。试验表明,当载荷的变化区间为38~42 N间时,恒力弹簧的长度不会发生变化。因此,重力补偿装置的恒力弹簧的响应误差为 $\pm 5\%$ 。

图 14 恒力系统拉伸变形曲线

水平顶板的表面粗糙度优于 $Ra1.6$,接通气源后接触界面间的摩擦因数为0.08,工作载荷固定为40 N。将太阳翼基板重力作用线偏离重力卸载系统的竖直中心线,在不同偏离角度下记录运动过程,当绳索的偏斜角大于 10° 时,真空负压吸附装置能够稳定运动接近太阳翼基板中心位置,小于 10° 时则运动不明显。

综合考虑重力卸载系统的真空负压吸附装置和重力补偿装置,则单个太阳翼基板的重力卸载精度为

$$K = \cos \varphi \times \delta_c = 0.9962 \times (1 - 5\%) = 94.6\%$$

这个重力卸载精度能够满足太阳翼展开试验的要求,由于系统具有被动式重力补偿功能,在小工作范围内不需要人工调整,工作效率较高。

太阳翼基板展开过程中,驱动机构的弹性势能转化为整个太阳翼系统的动能,带动太阳翼基板及重力卸载系统运动,展开时间为12 s,重力卸载点最大运动距离为2 m,展开过程的平均速度为0.15 m/s,在吊索长度为0.4 m的情况下,重力卸载系统的跟随运动速度达到0.15 m/s,整体效果较好,达到了设计要求。

4 结论

(1) 采用气膜减阻方式的真空负压吸附装置,接触界面的摩擦因数可以达到0.08以下,可以在平面内实现灵活跟随运动,太阳翼基板重心线与重力卸载系统重心线偏差角度不大于 10° ,在太阳翼的展开过程中能够快速重合,在太阳翼移动过程具有很高的自由度和跟随响应速度。

(2) 采用重力补偿装置实现太阳翼基板(有效载荷)的重力平衡,在60 mm的移动范围内保持悬吊力的稳定,具有较好的恒力效果。针对40 N的工作载荷,重力补偿装置的恒力弹簧的响应误差为 $\pm 5\%$ 。

(3) 太阳翼重力卸载系统采用了被动跟随工作方式,在展开过程中不需要人工介入调整悬吊力,具有很高的效率;在整个展作过程中能够保持94.6%的综合重力卸载精度,满足太阳翼等空间可展开机构的地面精密装配和模拟展开试验的需求。

参 考 文 献

- [1] FISCHER A, PELLEGRINO S. Interaction between gravity compensation suspension system and deployable structure[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(1): 93-99.
- [2] 侯鹏,李志慧,宋涛,等. 卫星太阳翼板面水平展开试验方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(10): 176-182.
HOU Peng, LI Zhihui, SONG Tao, et al. A novel method for horizontal deployable experiment of satellite solar array[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(10): 176-182.
- [3] STRAUBE T M, PETERSON T L D. A large motion suspension system for simulation of orbital deployment[J]. NASA Technical Report NASA-CR-202598, 1994.
- [4] 黄洪钟,李彦锋,孙健,等. 太阳翼驱动机构的模糊动态故障树分析[J]. 机械工程学报, 2013, 49(19): 70-76.
HUANG Hongzhong, LI Yanfeng, SUN Jian, et al. Fuzzy dynamic fault tree analysis for the solar array drive assembly[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(19): 70-76.

- [5] DING Xilun, LI Xin. Design and test analysis of a solar array root hinge drive assembly[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2014, 27(5): 909-918.
- [6] 杨巧龙, 闫泽红, 任守志, 等. 套筒驱动的大型可展收柔性太阳翼地面展开重力卸载研究[J]. 载人航天, 2017, 23(4): 536-540, 545.
- YANG Qiaolong, YAN Zehong, REN Shouzhi, et al. Study on gravity compensation in ground deployment tests of large retractable flexible solar array driven by telescopic boom[J]. Manned Spaceflight, 2017, 23(4): 536-540, 545.
- [7] 刘振, 高海波, 邓宗全, 等. 摇臂转向架式星球车单索重力补偿[J]. 机械工程学报, 2013, 49(7): 113-124.
- LIU Zhen, GAO Haibo, DENG Zongquan, et al. Gravity compensation for rocker-bogie rovers through single string tension[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(7): 113-124.
- [8] 李煜琦, 邵珠峰, 田斯慧, 等. 基于吊丝配重的空间机械臂零重力模拟装置卸载率分析及评价[J]. 机器人, 2016, 38(3): 293-300.
- LI Yuqi, SHAO Zhufeng, TIAN Sihui, et al. Analysis and evaluation on unloading ratio of zero-g simulation device of space manipulator based on suspension system[J]. Robot, 2016, 38(3): 293-300.
- [9] 李忠仁. 太阳翼模拟负载系统的结构设计及优化[J]. 装备制造技术, 2014(7): 11-15.
- LI Zhongren. Design and optimization of a solar array load simulation system's structure[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2014(7): 11-15.
- [10] 杨国永, 王洪光, 姜勇, 等. 气浮试验台重力卸载精度分析[J]. 机械工程学报, 2019, 55(5): 1-10.
- YANG Guoyong, WANG Hongguang, JIANG Yong, et al. Gravity unloading precision analysis of air bearing facility[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(5): 1-10.
- [11] 何雷, 孙汉旭, 贾庆轩, 等. 基于静平衡原理的机械臂重力补偿方法研究[J]. 机电产品开发与创新, 2013, 26(1): 9-11.
- HE Lei, SUN Hanxu, JIA Qingxuan, et al. The manipulator gravity compensation method based on the principle of static equilibrium[J]. Development & Innovation of Machinery & Electrical Products, 2013, 26(1): 9-11.
- [12] 张雷. 航天器分步展开式太阳翼设计与研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2012.
- ZHANG Lei. Study on solar array wing of spacecraft with deployment by step[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012.
- [13] 王睨, 陈天智, 柴洪友. 太阳翼地面展开锁定的动力学仿真分析[J]. 航天器工程, 2011, 20(3): 86-92.
- WANG Xian, CHEN Tianzhi, CHAI Hongyou. Dynamics simulation analysis of solar array ground deployment and locking[J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(3): 86-92.
- [14] 齐乃明, 张文辉, 高九州, 等. 基于FCMAC的空间零重力环境地面模拟装置控制[J]. 航天器环境工程, 2011, 28(1): 31-35.
- QI Naiming, ZHANG Wenhui, GAO Jiuzhou, et al. Control of spatial microgravity environment ground simulation system based on FCMAC[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011, 28(1): 31-35.
- [15] 高海波, 郝峰, 邓宗全, 等. 空间机械臂收拢状态零重力模拟[J]. 机器人, 2011, 33(1): 9-15.
- GAO Haibo, HAO Feng, DENG Zongquan, et al. Zero-g simulation of space manipulator in furled status[J]. Robot, 2011, 33(01): 9-15.
- [16] 姚燕生, 梅涛, 骆敏舟. 悬架模块的动力学建模与仿真[J]. 机械工程学报, 2006, 42(7): 30-34.
- YAO Yansheng, MEI Tao, LUO Minzhou. Dynamic modeling and simulation on suspension module[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(7): 30-34.
- [17] 姚骏, 吴远波, 吴跃莺, 等. 偏置式太阳翼的装配与展开试验[J]. 航天制造技术, 2010(4): 33-37.
- YAO Jun, WU Yuanbo, WU Yueying, et al. Assembly and deployment test for lean solar array[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2010(4): 33-37.
- [18] 梁小光. 大型航天器可展开式结构的动力学分析及阻尼参数的确定[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- LIANG Xiaoguang. Dynamic analysis and damping parameters determined of large spacecraft developable structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010.
- [19] 徐文福, 梁斌, 李成, 等. 空间机器人微重力模拟实验系统研究综述[J]. 机器人, 2009, 31(1): 88-96.
- XU Wenfu, LIANG Bin, LI Cheng, et al. A review on simulated micro-gravity experiment systems of space robot[J]. Robot, 2009, 31(1): 88-96.
- [20] 张文辉, 叶晓平, 季晓明. 空间微重力地面模拟装置基于神经滑模的自适应补偿控制[J]. 机械工程学报, 2014, 50(15): 68-72.
- ZHANG Wenhui, YE Xiaoping, JI Xiaoming. Adaptive compensation control for ground simulation equipment of space microgravity environment base on neural sliding-model[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(15): 68-72.
- [21] 任守志, 刘立平. 零重力试验装置对太阳翼展开影响分析[J]. 航天器工程, 2008, 17(6): 73-78.
- REN Shouzhi, LIU Liping. Influence of the zero-gravity test facility on the solar array's deployment test[J].

- Spacecraft Engineering, 2008, 17(6): 73-78.
- [22] 蒋建平, 李东旭. 智能太阳翼动力学建模与模态分析[J]. 中国空间科学技术, 2008(4): 32-39.
JIANG Jianping, LI Dongxu. Dynamic modeling and modal analysis of smart solar array[J]. Chinese Space Science and Technology, 2008(4): 32-39.
- [23] 韦娟芳. 卫星天线展开过程的零重力环境模拟设备[J]. 空间电子技术, 2006(2): 29-32, 42.
WEI Juanfang. Zero-gravity environment simulation equipment for satellite antenna deployment[J]. Space Electronic Technology, 2006(2): 29-32, 42.
- [24] 陈烈民. 两次展开太阳翼的展开运动分析[J]. 航天器工程, 2001(3): 19-23.
CHEN Liemin. Expansion motion analysis of two expansion solar wings[J]. Spacecraft Engineering, 2001(3): 19-23.
- [25] 陈烈民. 卫星太阳翼展开运动分析[J]. 中国空间科学技术, 1992(2): 24-29.
CHEN Liemin. Expansion motion analysis of satellite solar wing[J]. Chinese Space Science and Technology, 1992(2): 24-29.
- [26] YANG G, WANG H, XIAO J, et al. Research on a hierarchical and simultaneous gravity unloading method for antenna pointing mechanism[J]. Mech. Sci., 2017, 8(1): 51-63.
- [27] DAVID W S, YUKI M, TROY O M, et al. Finite element analysis and test correlation of a 10-meter inflation-deployed solar sail[M]// 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 2005: 2122.
- [28] MIGUEL L B, KLAUS-JÜRGEN B. The mechanics of solids and structures-hierarchical modeling and the finite element solution[M]. London: Springer, 2011.
-
- 作者简介: 张加波, 男, 1981 年出生, 硕士, 高级工程师。主要研究方向为先进制造技术、航天机构精密装配技术。
E-mail: airforce_81@163.com
- 王辉, 男, 1977 年出生, 博士, 副教授。主要研究方向为先进制造技术、精密装配工艺学等。
E-mail: wanghuisx@tsinghua.edu.cn
- 李云(通信作者), 男, 1979 年出生, 博士, 高级工程师。主要研究方向为空间机构精密装配技术, 航天机构系统可靠性试验技术。
E-mail: handanliyun@126.com