天宫一号单框架控制力矩陀螺研制及长寿命转子轴系技术

魏大忠*, 李刚, 伏蓉, 武登云, 张激扬

北京控制工程研究所, 北京 100190

* E-mail: dzzhong99@aliyun.com

收稿日期: 2013-01-05; 接受日期: 2013-02-28

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 单框架控制力矩陀螺是天宫一号目标飞行器的关键姿态控制执行部件. 2011 年 9 月, 单框架控制力矩陀螺随天宫一号目标飞行器成功发射, 在轨工作平稳、表现出色, 圆满成功完成了天宫一号姿态控制、交会对接任务、组合体姿态控制等全部在轨任务, 进入扩展任务阶段. 本文介绍了单框架控制力矩陀螺的任务需求、设计方案, 详细阐述了其关键技术——长寿命转子轴系技术的设计与验证情况. 天宫一号单框架控制力矩陀螺实现了我国自主研发单框架控制力矩陀螺的首次在轨应用, 其设计、研制及长寿命转子轴系技术的攻克与验证, 对我国其他型号用单框架控制力矩陀螺设计与研制, 具有重要的借鉴意义.

关键词

天宫一号

目标飞行器

单框架控制力矩陀螺

1 引言

控制力矩陀螺(CMG, control moment gyro)通过高速旋转的转子获得一定的角动量, 并通过改变角动量的方向对外输出控制力矩, 具有输出力矩大、力矩连续可调、精度高、寿命长等优点^[1,2].

与传统飞轮相比, 控制力矩陀螺的输出力矩远大于飞轮的输出力矩(通常在数百倍以上), 具有较高的能效比; 与喷气推力器相比, 控制力矩陀螺既能提供大的控制力矩, 又能精确、连续地输出力矩, 并且不消耗燃料. 因此对于大型长寿命航天器, 控制力矩陀螺是最为理想的姿态控制执行机构.

天宫一号目标飞行器是我国载人航天二期工程

的关键项目, 其体积、重量与惯量均远远大于其他卫星. 根据任务需求, 天宫一号在轨期间既要实现大角度姿态机动, 也要进行高精度的姿态控制以及交会对接后组合体的姿态控制, 其控制难度与复杂度是其他卫星无法比拟的.

为了实现天宫一号以及组合体的姿态控制与姿态机动的控制需求, 天宫一号采用 6 套单框架控制力矩陀螺作为主要的姿态控制执行机构, 并在任务期内不间断工作以对外输出控制力矩^[3].

2 控制力矩陀螺工作原理

控制力矩陀螺作为姿控系统的执行部件, 其工

引用格式: 魏大忠, 李刚, 伏蓉, 等. 天宫一号单框架控制力矩陀螺研制及长寿命转子轴系技术. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 261–268
Wei D Z, Li G, Fu R, et al. Design of SGCMG and long life rotor bearing system technology in Tiangong-1 (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 261–268, doi: 10.1360/092014-18

作原理是通过自身的高速旋转, 形成一定的角动量, 与飞行器构成一个总成角动量守恒的系统. 假定飞行器本身的角动量为 H_S , 转子的角动量为 H_R , 则飞行器系统的总成角动量为

$$\mathbf{H}_T = \mathbf{H}_S + \mathbf{H}_R.$$

当控制力矩陀螺转子的角动量方向发生变化时, 飞行器将会做出一定的角动量变化来维持总成角动量的守恒.

设飞行器相对于惯性空间的角速度为 ω_s , 转子相对于飞行器坐标系的角速度为 ω_R , 作用在飞行器上的外力矩为 M , 则

$$\begin{aligned} \mathbf{M} &= \frac{d\mathbf{H}_T}{dt} = \frac{d\mathbf{H}_R}{dt} + \frac{d\mathbf{H}_S}{dt}, \\ \frac{d\mathbf{H}_S}{dt} &= \mathbf{M} - \frac{d\mathbf{H}_R}{dt} = \mathbf{M} - \frac{d\mathbf{H}_R}{dt} - (\omega_s + \omega_R) \times \mathbf{H}_R, \end{aligned}$$

其中对 CMG 来说, 表示转子角动量大小变化的量 $d\mathbf{H}_R/dt=0$, 只有表示转子角动量方向变化的量 $(\omega_s + \omega_R)\mathbf{H}_R$, 因此上式变为

$$\frac{d\mathbf{H}_S}{dt} = \mathbf{M} - \frac{d\mathbf{H}_R}{dt} = \mathbf{M} - (\omega_s + \omega_R) \times \mathbf{H}_R.$$

当 CMG 的输出力矩与外力矩相等时, 就可保持星体的姿态稳定不变. CMG 的输出力矩与框架角速度成正比, 因而具有输出力矩大的特点, 这正是控制力矩陀螺的优势所在. 虽然在结构和控制方法上比惯性飞轮复杂的多, 但避免了改变角动量大小所伴随的高功耗问题, 从而实现了以较低的功率消耗获得较大输出力矩的目的.

控制力矩陀螺本体(CMGM)是 CMG 的结构部分, 在控制电路(CMGE)的指令控制下, 转子高速旋转形成角动量, 并通过框架轴的旋转使角动量的方向发生变化.

3 任务需求

根据任务需求, 为了实现天宫一号与组合体的姿态机动与高精度姿态控制, 单框架控制力矩陀螺达到的技术指标如表 1 所示.

4 单框架控制力矩陀螺设计

4.1 设计原则

作为空间机电产品, 天宫一号单框架控制力矩

表 1 单框架控制力矩陀螺主要指标

功能和性能指标	实现情况
最大输出力矩	$\geq 20 \text{ Nm}$
角动量	$\geq 200 \text{ Nms}$
框架角测量分辨率	$\leq 2.5'$
框架角测量精度	$\leq 15'(3\sigma)$
框架转角范围	$\pm 180^\circ$, 可回转
启动时间	小于 90 min
控制方式	框架角速度控制
发射时框架角位置锁定功能	可在任意固定位置锁定
输出力矩动态响应	$\geq 2 \text{ Hz}$
角动量稳定性	优于 1%
控制力矩陀螺线路的空载功耗	$< 12 \text{ W}$
控制力矩陀螺的稳态功耗	$< 60 \text{ W}$
控制力矩陀螺的启动功耗	$< 130 \text{ W}$
重量(不含线路)	47 kg
在轨寿命	$> 2 \text{ 年}$

陀螺设计过程中遵循了如下原则.

- 1) 组件化和模块化设计.
- 2) 高可靠性.
- 3) 轻质量.
- 4) 低功耗.
- 5) 结构简单而紧凑.
- 6) 低摩擦力矩和力矩波动.

4.2 设计方案选择

4.2.1 整机结构形式选择

单框架控制力矩陀螺的结构形式可以划分为两类^[4~8]: 普通陀螺式结构和悬臂式结构. 普通陀螺式结构的特点是转子处于产品中间位置、通过机座对转子形成双端支承, 而悬臂式结构的特点是转子单端支承, 且位于产品的一端, 如图 1 所示.

通过比较, 天宫一号单框架控制力矩陀螺采用普通陀螺式结构, 原因主要在于以下几点.

- 1) 在实现框架转角无限的前提下, 普通陀螺式结构是结构最为紧凑的. 这一特征符合航天产品体积及重量最小化的要求.
- 2) 与悬臂式结构相比, 普通陀螺式结构抗力学环境能力较强.
- 3) 根据国外工程经验, 大中型控制力矩陀螺(角

图 1 控制力矩陀螺结构形式示意图

(a) 普通陀螺式结构; (b) 悬臂式结构

动量大于 50 Nms)一般采用普通陀螺式结构,而小型控制力矩陀螺(角动量小于 50 Nms)一般采用悬臂式结构。

4.2.2 高速转子支承

对于单框架控制力矩陀螺来说,转子支承是其中的关键技术之一,执行机构的转子支承方式主要包括机械式滚珠轴承和磁悬浮轴承两类。

磁悬浮轴承本身虽然具有转速高、无摩擦、长寿命等特点,但也附加带来了其他一些可靠性及应用方面的问题,主要体现在以下几点。

1) 同滚珠轴承相比,磁悬浮轴承需要增加辅助保护滚珠轴承、多路磁轴承主动控制及驱动电路、多路电涡流传感器以及高可靠高强度的可重复锁紧机构等。同时由于在转子部分增加了相关的电气零组件,因此从框架到转子的功率和信号导电环的环数大大增加,而上述任何一个环节出现故障均可能会造成整机失效,其整机可靠性也由此而降低。

2) 同滚珠轴承相比,磁悬浮轴系刚度低,存在转子悬浮轴矢量方向扰动的问题,该扰动将会使控制力矩陀螺输出轴产生矢量方向及大小时刻在变化的干扰力矩,不利于平台的稳定控制。同时轴系刚度低也带来动态力矩输出特性较差、力矩输出带宽较低的问题。

3) 由于在地面研究和试验过程中磁轴承需要抵消转子重力的作用,因此其稳定工作点同实际在轨运行必然存在差异,而天地工作状况的差异对整机性能和可靠性带来的影响尚还有待更深入的研究。

此外,从国际上控制力矩陀螺研究与应用方面来看,滚珠轴承也是高速转子首选的支撑方式。俄罗斯是唯一在轨应用过磁悬浮控制力矩陀螺的国家,早在 20 世纪 70 年代既掌握了电磁轴承技术并于 1987 年应用在“和平号”空间站上。但随着 20 世纪 70 年代中、后期国际上机械滚珠轴承在材料、加工、润滑等技术方面的长足进步,空间机械轴承长寿命问题得以可靠解决,俄罗斯最终放弃了磁悬浮的技术路线,而采用简单、可靠的机械轴承支承方案。自“和平号”后,俄罗斯研制的五百余台控制力矩陀螺产品全部采用机械滚珠轴承支承方式,满足了各类航天器的应用需求。目前俄罗斯正在研制的满足 11 年寿命需求的 2500 Nms 控制力矩陀螺也采用机械轴承支承方案。

美国也是较早开展磁悬浮技术研究的国家,虽然在国际空间站上开展过磁悬浮储能飞轮接入能源系统的搭载试验工作,但在航天器执行机构领域,始终没有采用过该项技术。美国已经应用的数百台控制力矩陀螺产品和上千台套飞轮产品全部采用机械滚珠轴承支承方式并广泛应用于各类常规平台以及长寿命、高稳定、大型航天器中。美国为国际空间站研制的迄今为止最大角动量(4750 Nms)的控制力矩陀螺产品采用机械滚珠轴承方案已可靠运行 10 年以上^[9]。

上述事实表明,机械滚珠轴承支承技术以其简单、可靠的工作特点成为国际航天领域执行机构转子支承方式的首选。

从国内研究基础来看,我国工程应用的飞轮产品均采用滚珠轴承支撑,飞轮寿命突破 8 年,在滚珠轴承应用与润滑方面积累了丰富的工程经验。因此,天宫一号单框架控制力矩陀螺的高速转子采用滚珠轴承支承。

4.2.3 润滑方式选择

润滑对滚珠轴承乃至整机的寿命影响十分显著,因此必须确保寿命期间轴承的良好润滑。空间飞行器活动部件的润滑主要形式包括流体润滑(油润滑和脂润滑)和固体润滑。

国外控制力矩陀螺高速转子轴承的润滑方式一般采用油润滑,俄罗斯控制力矩陀螺高速转子轴承采用半流体润滑脂润滑。由于脂润滑具有摩擦力矩不稳定的缺点,且国内在高速轴承半流体脂润滑方式的应用技术基础较为薄弱,因此高速转子轴承润滑方式采用油润滑。

对于框架支承轴承来说, 由于其转速较低(一般小于 1 r/min), 轴承处于边界润滑状态, 不能很好地建立润滑油膜, 因此一般采用固体润滑或油脂润滑. 根据固体润滑的固有特性, 采用固体润滑的轴承摩擦力矩波动较大, 不利于提高框架轴的转速稳定性, 难以提高整机的输出力矩平稳性, 因此框架支承采用脂润滑.

4.3 整机设计方案

天宫一号单框架控制力矩陀螺由控制力矩陀螺本体(CMGM)和控制线路(CMGE)组成, 如图 2 所示.

由图 2 可知, 单框架控制力矩陀螺本体由转子-框架部分、框架驱动-机座部分两部分组成, 如图 3 所示.

转子-框架部分在功能上是完全独立的, 它是一个可以独立运行的、封闭的系统, 主要包括以下几方面.

1) 高速转子轴系: 其用途是高速旋转以形成恒定的角动量, 主要由旋转质量、转子支承轴承、微量润滑系统组成.

2) 框架组件: 用于为高速转子轴系提供密封的真空运行空间以降低风阻、减小整机功耗, 防止润滑

油挥发, 并保护转子驱动电机免收空间粒子的污染.

3) 转子驱动电机: 用于驱动高速转子轴系以一定转速高速稳定运转, 以建立恒定角动量.

框架驱动-机座部分作用是单框架控制力矩陀螺对外的机械及电气连接并实现高速转子组件在框架轴方向上的支承、驱动以及角度测量, 主要包括以下几方面.

1) 机座组件: 是单框架控制力矩陀螺的装配基础, 并提供整机对外接口.

2) 框架轴系: 用于支承转子-框架部分, 使其得以旋转的重要组件.

3) 框架驱动电机: 用于转子-框架部分绕框架轴系的轴心旋转, 以输出控制力矩.

4) 导电环: 用于将转子电机的功率及信号导线从机座外引到相对于机座自由回转的框架组件内.

5) 旋转变压器: 用于实现框架角位置的检测与反馈.

单框架控制力矩陀螺驱动线路盒由转子电机和框架电机控制及对外接口电路组成, 其中包括以下几方面.

1) 电源变换电路: 用于将星上电源变换成控制力矩陀螺需要的电源.

2) 转子电机驱动控制电路: 用于驱动、控制转子电机, 使高速转子轴系以一定转速恒速运转.

3) 框架电机驱动控制电路: 用于按照控制指令驱动、控制框架电机以某个转速旋转, 以输出控制力矩.

4) 旋变解调电路: 用于对旋变检测的角位置信息进行解算, 并反馈给框架电机控制驱动电路.

图 2 单框架控制力矩陀螺组成

图 3 控制力矩陀螺产品本体结构

5 长寿命高速转子轴系技术

高速转子轴系是控制力矩陀螺的关键组件, 其作用是以一定转速高速旋转实现恒定的角动量. 高速转子轴系载荷大、转速高、工况恶劣, 而且在控制力矩陀螺工作期间高速转子轴系不间断长期运转, 因此高速转子轴系故障率较高. 据不完全统计, 一半以上的控制力矩陀螺故障均与高速转子轴系相关. 国际空间站控制力矩陀螺发生两次故障均是高速转子轴系故障. 高速转子轴系的寿命与可靠性直接影响控制力矩陀螺整机的寿命与可靠性, 高速转子轴系技术是控制力矩陀螺的关键技术.

5.1 高速转子轴系设计

单框架控制力矩陀螺高速转子轴系主要包括旋转质量、转子支承轴承与微量润滑系统等。

5.1.1 旋转质量本体设计

旋转质量本体是构成 CMG 角动量指标的主体要素。旋转质量本体设计的基本原则是获得尽可能大的惯量/质量比，还必须同时兼顾强度与刚度，以达到最优的设计结果。例如，以转动惯量和支承跨距(后者受制于轴承寿命指标)为约束条件，增大转子外径尺寸将导致重量减轻和固有频率下降，增大支承跨距可以降低轴承负荷进而提高轴承的设计寿命，但同时增加轴向尺寸和降低转子的固有频率。因此，在旋转质量本体的设计中，必须进行折中与取舍。

为了降低支承轴承的径向载荷以实现更长的运转寿命，旋转质量本体必须采用较大的支承跨距。对称形状盘式转子结构是大跨距的支承结构的最优选择，而且该结构可有效减小高速动平衡的干扰因素。因此，单框架旋转质量本体采用孤立零件状态的对称形状盘式转子结构，如图 4 所示。

为了实现 200 Nms 的角动量，旋转质量本体的直径达 320 mm、重量达 14 kg、转动惯量达 0.205 kg m²。旋转质量本体长期高速旋转，会产生高达 186 MPa 的内应力，接近 1Cr18Ni9Ti 的屈服强度。在长期工作中，有可能发生塑性变形，影响动平衡和工作性能，如果变形进一步变大，可能发生严重后果。因此，旋转质量本体采用高强度 0Cr17Ni4Cu4Nb 不锈钢材料，并兼顾其与轴承的热匹配特性，见表 2 所示。

5.1.2 转子支承轴承设计

根据轴承载荷、工作转速、支承跨距以及发射时力学条件等因素，转子支承轴承采用 7005 角接触轴

表 2 材料物理性能对比

物理性能	1Cr18Ni9Ti	9Cr18	0Cr17Ni4Cu4Nb
抗拉强度 (MPa)	520	755	950
屈服强度 (MPa)	205	—	890
线膨胀系数 (20~100°C×10 ⁻⁶ K ⁻¹)	16.6	10.5	10.8

承，其具体参数见表 3。

控制力矩陀螺高速轴承是内圈转动，保持架的引导方式采用了外引导方式。为了改善保持架的运动状况，避免出现保持架不稳定现象，通过分析和试验设计了方兜孔保持架，优化了保持架参数，优化后的保持架如图 5 所示。

5.1.3 微量润滑系统设计

在空间高速轴承特定的应用工作条件下，使滚道之间形成弹性流体动力润滑膜是保证整机长寿命要解决的首要课题。空间高精度轴承的失效模式不同于一般工业轴承的疲劳失效，它表现在润滑状态

表 3 转子支承轴承(型号: 7005)的主要技术性能指标

参量	数值
外径 (mm)	Φ47
内径 (mm)	Φ25
宽度 (mm)	12
接触角 (°)	15
滚珠直径 (mm)	Φ6.35
滚珠数量	14
额定静负荷 (N)	8015
额定动负荷 (N)	12279

图 4 旋转质量本体结构

图 5 方兜孔保持架

变坏导致紧跟着出现的金属表面和惯性部件 H 轴的不稳定, 进而导致轴承失效. 所以, 轴承在高速条件下运行, 必须处于良好的润滑状态中. 为了保证转子的长寿命, 必须为转子轴承设计一套高稳定度的供油系统, 在轴承的正常工作寿命期间以一定速率的持续向轴承供油.

单框架控制力矩陀螺在转子轴承端部设置了螺帽式动态储油器, 如图 6 所示, 向轴承补充供给润滑油使轴承在整个寿命期内始终处于良好的润滑环境中.

储油器组件包括密封盖、储油腔、出油阀、注油阀和甩油环等零件, 其中, 出油阀和甩油环由多孔聚酰亚胺材料制成. 工作时, 储油腔绕轴线高速旋转, 润滑油在离心力的作用下, 通过出油阀流出, 经过甩油环的缓冲后对外供油. 供油速率由转速和出油阀的直径、孔隙率等参数决定.

5.2 长寿命高速转子轴系的验证

高速转子轴系是单框架控制力矩陀螺的关键组件, 其寿命与可靠性直接影响整机的寿命与可靠性, 在研制期间制定了周密的试验方案, 开展了多项试验验证工作.

5.2.1 供油速率验证

为了验证微量润滑系统的供油速率, 开展了供

图 6 螺帽式动态储油器

油速率试验. 在真空环境中、额定转速下对 5 个批次的 120 套微量润滑系统开展了验证, 试验结果表明微量润滑系统的供油速率均在设计指标的范围之内, 满足高速转子轴系的润滑需求.

5.2.2 保持架运转稳定性验证

高速转子轴系的运转工况分 4 种: 1) 框架锁定, 高速转子轴系从静止升速至额定转速; 2) 框架锁定, 高速转子轴系以额定转速持续运转; 3) 高速转子轴系在额定转速运转, 框架轴以一定的转速运转; 4) 框架轴锁定, 高速转子轴系从额定转速滑行至静止.

为了保证验证工作的真实性与可信度, 必须模拟轴承的真实运转工况, 验证全部工况下的保持架运转稳定性.

在整机状态下, 开展了 4 种工况下的保持架运转稳定性验证工作. 验证过程中, 实时监测转子转速、转子电机电流、轴承振动、噪声等反映保持架运转稳定性的参数. 试验结果表明, 在全部工况下, 保持架运转稳定, 没有出现保持架啸叫等运转稳定性问题, 满足整机使用要求.

5.2.3 环境适应性验证

为了验证高速转子轴系的环境适应性, 开展了高速转子轴系的热真空试验, 并随整机进行了力、热环境试验, 如图 7 所示. 试验结果表明, 试验过程中与试验后高速转子轴系的各项性能指标均在设计范围之内, 没有明显变化.

5.2.4 转子寿命验证

为了验证高速转子轴系的设计寿命, 必须开展

图 7 高速转子热真空试验

图 8 试验子样的转子电机电流曲线

寿命试验工作. 由于高速转子轴系的失效模式主要为疲劳失效与润滑失效, 而且高速转子轴系的转速很高, 因此无法进行加速试验, 只能进行实时寿命试验.

对高速转子轴系的两个试验子样进行了不间断的寿命试验验证. 截至 2013 年 11 月, 该试验已连续进行了 52 个月. 在寿命试验期间, 实时监测高速转子轴系的转速、转子电机电流、轴承温度、轴承振动等参数, 如图 8 和 9 所示. 图 8 中横坐标为采样个数, 采样间隔为 1 h, 纵坐标为转子电机电流, 图 9 中横坐标为采样个数, 采样间隔为 2 h, 纵坐标为温度. 试验结果表明, 经过 52 个月的连续运转, 两套试验

图 9 试验子样的轴承振动曲线

子样的各监测量均在设计范围之内, 没有明显的变化, 没有出现性能退化或失效的趋势与征兆. 长寿命高速转子轴系的设计满足使用要求.

6 结论

本文全面介绍了单框架控制力矩陀螺以满足天宫一号任务需求为目标的设计原则、设计方案选择, 详细叙述了整机设计方案.

针对单框架控制力矩陀螺的关键技术——长寿命高速转子轴系技术, 详细阐述了旋转质量设计、高速转子支承轴承设计和微量润滑系统设计. 为确保高速转子轴系的可靠运行, 专门设计并开展了高速转子轴系的多项试验验证, 包括供油速率验证、保持架运转稳定性验证、环境适应性验证和转子寿命验证, 结果表明, 高速转子轴系的设计满足使用需求. 所有这些设计和验证工作为满足设计及使用要求、实现长寿命高速转子轴系技术突破奠定了坚实基础.

2011 年 9 月 29 日, 200 Nms 单框架控制力矩陀螺随天宫一号成功发射后, 加电并接入控制系统. 两年来, 200 Nms 单框架控制力矩陀螺在轨表现出色, 圆满完成了两年的全部在轨任务, 现已进入扩展任务阶段. 天宫一号单框架控制力矩陀螺的首次在轨成功应用, 开拓了新的应用领域, 对我国其他型号用单框架控制力矩陀螺的设计与研制具有重要的借鉴意义.

参考文献

- 1 张志方, 董文强, 张锦江, 等. 控制力矩陀螺在天宫一号目标飞行器姿态控制上的应用. 空间控制技术与应用, 2011, 37: 52-59
- 2 张锦江, 李季苏, 吴宏鑫. 用单框架控制力矩陀螺的大型航天器姿态控制系统实物仿真研究. 宇航学报, 2004, 25: 382-388

- 3 魏大忠, 张激扬, 武登云, 等. 200 Nms 单框架控制力矩陀螺研制. 空间控制技术与应用, 2011, 37: 14–18
- 4 Fikes H. Control moment gyro for skylab. NASA TM X-64583, 1971
- 5 Cook L, Golley P, Krome H, et al. Design, fabrication and test of a 4750 Nms double gimbals control moment gyroscope. In: 23rd Aerospace Mechanisms Symposium. Alabama, 1989
- 6 Christopher R. International space station use GNC momentum manager controller design for shuttle thermal protection system repair. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, 2005
- 7 Marshall T, Fletcher M, Zuckerbrow J. A commercial ready, high reliable and high producible RWA design. In: AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference and Exhibit. Atlanta, 2000
- 8 Auclair G F, Wells R C. Control moment gyro selection and design criteria. In: AIAA Guidance, Control and Flight Mechanics Conference. Santa Barbara, 1970
- 9 Burt R R, Loffi R W. Failure analysis of international space station control moment gyro. In: The Proceeding of 10th European Space Mechanisms and Tribology Symposium. San Sebastian, Spain, 2003

Design of SGCMG and long life rotor bearing system technology in Tiangong-1

WEI DaZhong, LI Gang, FU Rong, WU DengYun & ZHANG JiYang

Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China

Single-gimbal control moment gyroscope (SGCMG) is a key attitude control actuator of Tiangong-1 target spacecraft. Since the successful launch of Tiangong-1 in September, 2011, the SGCMGs in it have been working smoothly in-orbit with excellent performance, which have accomplished the mission of attitude control of Tiangong-1 as well as the rendezvous docking. Now, the SGCMGs are working in the extension mission phase. In this paper, the mission requirement, design proposal, and the key technology—design of long life rotor bearing system and its test result are introduced. The SGCMGs in Tiangong-1 are developed independently by our country and utilized in-orbit for the first time. The design of long life rotor bearing system provides an important reference for SGCMGs in other spacecraft.

Tiangong-1, target spacecraft, SGCMG

doi: 10.1360/092014-18