空间引力波探测中无拖曳控制方法研究

刘伟^{1,2*}, 高扬¹

1. 中国科学院空间应用工程与技术中心, 中国科学院太空应用重点实验室, 北京 100094;

2. 中国科学院大学, 北京 100049

*联系人, E-mail: liuwe@csu.ac.cn

收稿日期: 2019-11-22; 接受日期: 2020-02-17; 网络出版日期: 2020-05-06

中国科学院空间科学(二期)战略性先导科技专项(编号: XDA15015200)资助项目

摘要 本文面向空间引力波探测“高精度”要求, 从动力学与控制论的角度, 对无拖曳卫星控制系统进行了研究. 参考LISA Pathfinder模型, 无拖曳卫星包含两个检验质量, 其控制系统包括卫星平台姿态控制回路、无拖曳控制回路和静电悬浮控制回路. 无拖曳控制回路采用无拖曳控制技术, 检验质量处于自由落体状态, 控制卫星平台“强跟随”检验质量, 实现检验质量和卫星平台的高微重力水平. 静电悬浮控制回路采用了主动隔振控制技术, 控制检验质量“弱跟随”卫星平台, 衰减从卫星平台传递到检验质量的振动扰动, 实现检验质量的高微重力水平, 同时避免检验质量与传感器的电极笼碰撞. 基于Proportional-Integral-Differentive (PID)控制算法, 分析了两种控制技术的频域特性, 并推导了PID控制器参数的计算公式, 由此可以根据控制性能要求快速地确定控制器参数. 随后, 本文提出了一种控制策略, 设计了PID控制器, 通过数值仿真验证了控制策略的有效性和控制器参数的准确性.

关键词 引力波探测, 无拖曳控制, 主动隔振控制, 高精度, Proportional-Integral-Differentive (PID)

PACS: 04.80.Nn, 07.05.Dz, 02.30.Yy

1 引言

直接探测引力波是人类21世纪面对的一项重大科研任务, 不仅是对广义相对论的基本物理思想“时空几何包含动力学”的直接实验检验, 同时开拓引力波天文学窗口来认识天体物理现象^[1-4]. 国际上提出的引力波探测的空间计划LISA(Laser Interferometer Space Antenna)^[5]正在实施, 中国的太极计划^[6]和天琴计划^[7]也在论证之中, 这将是人类最重大的科学发现之一, 具有重要的科学意义和应用价值.

目前, 空间引力波探测的基本原理是通过引力波引起的空间长度的变化反演计算出引力波的相关信息^[8]. 然而, 空间引力波非常微弱, 引起的距离变化尺度非常微小, 对百万公里的长度仅引起不到一个原子直径的变化, 因此需要极大的测量基线和极高的测量精度. 激光干涉仪能够实现几十pm的测距精度, 是当前引力波探测最有效的手段^[9]. 为了实现高精度的激光干涉测距, 要求航天器成为具有高精度、高稳定性和高微重力水平的超静平台; 同时为了建立航天器之间的激光链路, 对航天器姿态指向跟踪控制提出了高

引用格式: 刘伟, 高扬. 空间引力波探测中无拖曳控制方法研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2020, 50: 079503

Liu W, Gao Y. Drag-free control methods for space-based gravitational-wave detection (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2020, 50: 079503, doi: 10.1360/SSPMA-2019-0386

精度要求.

“高精度”是空间引力波探测的设计核心. 在 0.1–1 mHz 频段范围, 空间引力波探测 LISA 方案要求卫星平台的姿态控制精度达到 $10^{-8} \text{ rad Hz}^{-1/2}$, 卫星平台相对检验质量的相对位移和姿态控制精度分别达到 $10^{-8} \text{ m Hz}^{-1/2}$ 和 $10^{-8} \text{ rad Hz}^{-1/2}$, 检验质量的无拖曳性能水平达到 $3 \times 10^{-15} \text{ m s}^{-2} \text{ Hz}^{-1/2}$ [10]. “高精度”引出了对控制系统 [11,12]、航天器设计 [13–15] 以及轨道方案 [16,17] 等一系列严格要求, 使引力波探测成为最具挑战性的工程任务之一. 无拖曳卫星控制系统设计, 作为空间引力波探测的关键技术之一, 对于“高精度”的实现至关重要. Schumaker [18] 基于单自由度无拖曳控制系统, 评估了扰动参数的影响, 实现了性能指标分解, 为工程实施奠定了重要的理论依据. Gath 等人 [19] 针对 LISA 卫星的无拖曳控制系统进行了设计, 将多输入多输出问题解耦简化为一系列的单输入单输出设计, 基于 H_∞ 控制算法设计控制器, 忽略了耦合因素的影响. Wu 和 Fertin [20] 利用定量反馈理论进行了无拖曳和姿态控制系统设计, 将无拖曳控制系统的性能指标转化为一系列的设计准则, 根据灵敏度和补灵敏函数限定设计控制器, 实现了性能与稳定性的折中, 具有很强的鲁棒性.

面向空间引力波探测任务, 本文针对包含两个检验质量的无拖曳卫星系统, 从动力学和控制论的角度围绕“高精度”开展深入研究. 首先, 阐述无拖曳卫星应用的两项重要控制技术, 即无拖曳控制技术和主动隔振控制技术. 基于 Proportional-Integral-Differentive (PID) 控制算法, 分析两项控制技术的物理机理和频域特性, 并根据控制性能要求精准计算控制器参数. 然后, 针对 LISA 引力波探测方案, 提出一种无拖曳卫星控制策略, 基于 PID 控制算法设计控制器. 最后, 通过数值仿真验证控制策略的有效性和控制器设计的准确性.

2 引力波探测方案

空间引力波探测项目 LISA、太极计划和天琴计划, 均采用三颗无拖曳卫星等边三角形编队构型方案, 每颗无拖曳卫星包含 1–2 个检验质量. 图 1 展示了 LISA 项目及其后续调整的 eLISA(evolved-LISA)/NGO(New Gravitational Wave Observatory)项目的引力波探测卫

图 1 (网络版彩图) LISA(a) 及 eLISA/NGO(b) 卫星编队构型图

Figure 1 (Color online) Satellite formation configuration diagram of LISA (a) and eLISA/NGO (b).

表 1 空间引力波探测项目列表

Table 1 List of space gravitational wave exploration projects

项目名称	臂长 (m)	频率范围 (Hz)	测距精度 (pm Hz ^{-1/2})	无拖曳水平 (m s ⁻² Hz ^{-1/2})
LISA	5×10^9	10^{-3} –1	18	3×10^{-15}
eLISA/NGO	1×10^9	10^{-3} –1	11	3×10^{-15}
太极计划	3×10^9	10^{-4} –1	5–10	3×10^{-15}
天琴计划	1.7×10^8	10^{-3} –1	1	1×10^{-15}

星编队构型图. 表 1 中列出了这几项引力波探测项目的部分指标参数.

为满足空间引力波探测高精度指标要求, 无拖曳卫星的控制系统具备如下功能: (1) 卫星平台姿态控制, 满足激光干涉测量链路对准要求; (2) 检验质量无拖曳控制, 实现高精度无拖曳水平, 从而具备对极微弱引力波的分辨测量能力; (3) 卫星平台与检验质量间的相对运动控制, 通过静电悬浮控制, 一方面避免检验质量与传感器的电极笼碰撞; 另一方面, 隔离卫星平台传递到检验质量的振动扰动, 实现检验质量的高微重力水平. 为验证无拖曳卫星的控制系统, LISA Pathfinder 项目采用图 2 所示布局方案. 卫星平台配置了高精度微推力器, 以及用于姿态测量的星敏感器. 卫星平台与检验质量之间部署了电容式传感器和静电力作动器. 电容式传感器实现卫星平台和检验质量之间相对位置和姿态的高精度测量; 静电力作动器输出对卫星平台或检验质量的控制作用. 在两个检验质量连线方向进行激光干涉测量, 一方面验证激光干涉仪的测量精度, 另一方面用于评估检验质量的无拖曳水平.

实现无拖曳卫星高精度控制性能, 是成功探测空间引力波的前提. 在空间引力波探测科学模式中, 图 2

图2 (网络版彩图)空间引力波探测无拖曳卫星构型图

Figure 2 (Color online) Configuration of a drag-free satellite for space gravitational wave detection.

所示的无拖曳卫星需要进行15自由度控制, 包括3个自由度的卫星平台姿态控制、6个自由度的无拖曳控制、6个自由度的静电悬浮控制. 无拖曳控制和静电悬浮控制的自由度的选择有多种组合方案; 卫星平台姿态控制可以采用微推力器或静电力作动器输出控制作用. 因此, 无拖曳卫星控制系统的设计是一项复杂的具有挑战性的任务, 涉及15个自由度、2套执行机构以及多种控制策略, 需要长期投入进行攻关研究.

3 无拖曳卫星控制技术

无拖曳卫星控制系统包括卫星姿态控制回路、无拖曳控制回路、静电悬浮控制回路, 其中无拖曳控制回路采用无拖曳控制技术, 静电悬浮控制回路采用主动隔振控制技术. 分析无拖曳控制技术和主动隔振控制技术的工作原理和物理机理, 深刻认识和理解两种控制技术的本质, 进而确定PID控制器参数的计算方法, 简化控制系统的设计.

3.1 无拖曳控制技术

无拖曳控制回路采用无拖曳控制技术, 其基本原理描述如下: 卫星平台内部部署检验质量, 检验质量处于天体引力作用下的自由落体状态; 系统对检验质量与卫星平台的相对位移和姿态进行测量, 采用某种控制策略利用微推力器补偿卫星平台受到的非保守

力, 保证检验质量始终处于卫星的中心位置, 理想情况下卫星将跟随检验质量沿着测地线一起运动. 无拖曳控制技术控制系统框图如图3所示.

3.2 主动隔振控制技术

静电悬浮控制回路采用主动隔振控制技术, 其基本原理描述如下: 通过电容式传感器测量检验质量相对卫星平台的相对位移和姿态, 采用某种控制策略利用静电力作动器补偿检验质量受到的各种扰动, 使卫星平台传递给检验质量的振动达到衰减的目的, 实现检验质量的高微重力水平, 同时避免检验质量与传感器的电极笼碰撞. 主动隔振控制技术控制系统框图如图4所示.

3.3 控制特性分析

无拖曳控制技术和主动隔振控制技术均涉及两个对象(卫星平台与检验质量)的相对运动, 二者具有相

图3 无拖曳控制技术控制系统框图

Figure 3 Block diagram of control system of the drag-free control technology.

图4 主动隔振控制技术控制系统框图

Figure 4 Block diagram of control system of the active vibration isolation control technology.

同的动力学模型. 建立单自由度的相对运动模型, 基于闭环传递函数, 分析PID控制算法的频域特性, 认识和理解两种控制技术的物理机理. 根据控制性能指标要求精准计算PID控制器参数, 简化PID参数整定过程.

建立检验质量和卫星平台的相对运动方程, 用B代表相对运动的参考基准, 用T代表被控对象, 二者之间的耦合分别用刚度 k 和阻尼 c 表示. 根据牛顿第二定律可得卫星平台和检验质量的惯性运动方程分别为

$$\begin{aligned} m_B \ddot{\mathbf{x}}_{B|N} &= -\mathbf{F}_u - c(\dot{\mathbf{x}}_{B|N} - \dot{\mathbf{x}}_{T|N}) - k(\mathbf{x}_B - \mathbf{x}_T) \\ &\quad + \mathbf{F}_{cB} + \mathbf{F}_{dB} + m_B \mathbf{g}_B, \\ m_T \ddot{\mathbf{x}}_{T|N} &= \mathbf{F}_u + c(\dot{\mathbf{x}}_{B|N} - \dot{\mathbf{x}}_{T|N}) + k(\mathbf{x}_B - \mathbf{x}_T) \\ &\quad + \mathbf{F}_{cT} + \mathbf{F}_{dT} + m_T \mathbf{g}_T, \end{aligned} \quad (1)$$

式中, m_B 和 m_T 分别是对象B和T的质量; $\mathbf{x}_B$ 和 $\mathbf{x}_T$ 分别为对象B和T在惯性坐标系中的位置; $\dot{\mathbf{x}}_{T|N}$ 和 $\ddot{\mathbf{x}}_{T|N}$ 分别表示矢量 $\mathbf{x}_T$ 相对坐标系N进行一阶和二阶求导; 同理, $\dot{\mathbf{x}}_{B|N}$ 和 $\ddot{\mathbf{x}}_{B|N}$ 表示矢量 $\mathbf{x}_B$ 相对坐标系N进行一阶和二阶求导; $\mathbf{F}_u$ 为参考位置($\mathbf{x}_B = \mathbf{x}_T$, $\dot{\mathbf{x}}_{B|N} = \dot{\mathbf{x}}_{T|N} = 0$)下的耦合力, $\mathbf{F}_{cB}$ 和 $\mathbf{F}_{cT}$ 分别为对象B和T的控制力; $\mathbf{F}_{dB}$ 和 $\mathbf{F}_{dT}$ 分别为对象B和T受到的直接扰动力; $\mathbf{g}_B$ 和 $\mathbf{g}_T$ 分别为对象B和T的引力加速度.

根据复合运动, 检验质量相对卫星平台的相对位移、相对速度和相对加速度分别表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{X} &= \mathbf{x}_T - \mathbf{x}_B, \\ \dot{\mathbf{X}} &= \dot{\mathbf{x}}_{T|N} - \dot{\mathbf{x}}_{B|N} + {}^N\boldsymbol{\omega}^B \times \mathbf{X}, \\ \ddot{\mathbf{X}} &= \ddot{\mathbf{x}}_{T|N} - \ddot{\mathbf{x}}_{B|N} + {}^N\boldsymbol{\alpha}^B \times \mathbf{X} \\ &\quad + {}^N\boldsymbol{\omega}^B \times ({}^N\boldsymbol{\omega}^B \times \mathbf{X}) + 2 {}^N\boldsymbol{\omega}^B \times \dot{\mathbf{X}}, \end{aligned} \quad (2)$$

式中, ${}^N\boldsymbol{\omega}^B$ 和 ${}^N\boldsymbol{\alpha}^B$ 分别为检验质量相对惯性坐标系的角速度和角加速度. 本文暂不考虑姿态运动对控制特性的影响, 假设 ${}^N\boldsymbol{\omega}^B = \mathbf{0}$ 和 ${}^N\boldsymbol{\alpha}^B = \mathbf{0}$.

无拖曳水平, 即微重力加速度, 为非引力加速度之和. 对象B和T的微重力加速度分别表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{mB} &= \left(-\mathbf{F}_u - c(\dot{\mathbf{x}}_{B|N} - \dot{\mathbf{x}}_{T|N}) - k(\mathbf{x}_B - \mathbf{x}_T) \right) / m_B \\ &\quad + \mathbf{F}_{cB} / m_B + \mathbf{F}_{dB} / m_B, \\ \mathbf{a}_{mT} &= \left(\mathbf{F}_u + c(\dot{\mathbf{x}}_{B|N} - \dot{\mathbf{x}}_{T|N}) + k(\mathbf{x}_B - \mathbf{x}_T) \right) / m_T \\ &\quad + \mathbf{F}_{cT} / m_T + \mathbf{F}_{dT} / m_T. \end{aligned} \quad (3)$$

联立式(1)–(3)可得, 检验质量相对卫星平台的解

耦的单自由度相对运动动力学模型为

$$\begin{aligned} \ddot{X} &+ c / m_T \cdot \dot{X} + k / m_T \cdot X \\ &= F_u / m_T + F_{cT} / m_T + F_{dT} / m_T + g_T - a_{mB} - g_B. \end{aligned} \quad (4)$$

(1) 无拖曳控制技术

无拖曳控制回路中, 检验质量处于自由运动状态, 即不施加主动控制作用, 因此检验质量的无拖曳水平取决于直接作用在检验质量上的非保守力. 对检验质量进行受力分析, 检验质量受到的力作用包括以下几方面. 1) 保守力作用, 主要是地球引力作用, 还包括卫星平台对检验质量的引力作用, 以及日、月等第三体引力作用. 保守力不影响检验质量的微重力加速度. 2) 空气扰动力, 来自于检验质量与卫星平台间的空气扰动, 其大小与空气密度(或压强)、空气相对检验质量的速度有关. 故采用抽真空等技术手段降低空气密度, 同时控制卫星平台“强跟随”检验质量以减小二者之间的相对速度, 进而减小空气相对检验质量的速度, 是降低空气扰动力的有效途径. 3) 测量扰动力, 来自于检验质量与卫星平台之间的电容式传感器的测量过程引入的扰动, 其大小与测量机理有关. 4) 电磁扰动力, 一方面来自于卫星平台的电磁力干扰, 另一方面来自于地球磁场的作用. 通过设计电磁屏蔽降低地球磁场对检验质量的电磁力扰动; 同时, 减少卫星平台上的电磁部件或降低电磁部件的磁场强度或对电磁部件进行局部电磁屏蔽, 以降低卫星平台对检验质量的电磁力干扰. 5) 其他自由度控制耦合扰动力, 由于检验质量平行度加工工艺限制以及静电力执行机构输出力方向误差等原因, 静电悬浮控制力在无拖曳控制自由度上会产生一定的分量, 破坏检验质量无拖曳自由度的微重力水平. 6) 其他扰动力, 如温度波动扰动、宇宙射线和高能粒子冲击等, 这些扰动力通常较小, 采用温控等技术手段可以降低这些扰动力作用.

卫星平台在PID控制作用下跟踪检验质量一起运动, 一方面, 避免检验质量与传感器的电极笼碰撞而破坏了检验质量的微重力水平; 另一方面, 降低卫星平台与检验质量间的相对运动强度, 减小耦合刚度和阻尼引起的对检验质量的扰动, 同时减小包含检验质量的电极笼中空气引起的扰动. 故无拖曳控制回路的目标是使卫星平台理想跟随检验质量的运动, 即“强跟随”检验质量的位移和速度.

基于PID控制的无拖曳控制回路的控制器方程为

$$F_c = -F_u - k_p(X - X_d) - k_i \int (X - X_d) dt - k_d(\dot{X}|_B - \dot{X}_d|_B), \quad (5)$$

式中, X_d 和 $\dot{X}_d|_B$ 分别为相对位移和相对速度的参考输入. 在无拖曳控制回路中, $X_d=0$, $\dot{X}_d|_B=0$.

联立式(4)和(5), 忽略直接扰动作用和引力加速度差, 通过拉氏变换可得卫星平台位移相对检验质量位移的传递函数为

$$G(s) = \frac{x_T(s)}{x_B(s)} = \frac{(c+k_d)s^2 + (k+k_p)s + k_i}{m_T s^3 + (c+k_d)s^2 + (k+k_p)s + k_i}. \quad (6)$$

将传递函数改写成最小相位典型环节的组态, 包括一阶惯性环节、二阶振荡环节和二阶微分环节, 即

$$G(s) = \frac{c+k_d}{m_T} \frac{s^2 + 2\omega_{n3}\zeta_3 s + \omega_{n3}^2}{(s + \omega_{n1})(s^2 + 2\omega_{n2}\zeta_2 s + \omega_{n2}^2)}. \quad (7)$$

式(7)所示的传递函数非常便于进行稳定性和频率特性分析. 其稳定性条件为

$$\begin{aligned} \omega_{n1} &> 0, \\ \omega_{n2} &> 0, \\ \zeta_2 &> 0. \end{aligned} \quad (8)$$

可见稳定性条件即典型环节的参数为正数. 式(7)所示的传递函数, 其典型环节的频率特性是明确的, 近似从自然角频率 ω_{n1} 起每10倍频程相对位移幅值改变量为 -20 dB, 即 -20 dB/Otc; 从自然角频率 ω_{n2} 起相对位移幅值改变量为 -40 dB/Otc; 从自然角频率 ω_{n3} 起相对位移幅值改变量为 $+40$ dB/Otc. 阻尼比参数 ζ_2 和 ζ_3 对自然角频率附近的相对位移幅值影响显著.

联立式(6)和(7)可得PID控制器参数为

$$\begin{aligned} k_p &= m_T(\omega_{n2}^2 + 2\omega_{n1}\omega_{n2}\zeta_2) - k, \\ k_i &= m_T\omega_{n2}^2\omega_{n1}, \\ k_d &= m_T(2\omega_{n2}\zeta_2 + \omega_{n1}) - c. \end{aligned} \quad (9)$$

式(9)表明PID控制器的参数可由典型环节的参数直接计算得到. 典型环节的参数可以很容易地根据控制性能指标确定, 为实现卫星平台“强跟随”检验质量, 自然角频率 ω_{n1} 和 ω_{n2} 越高越好, 其上限受制于执行机构的输出能力. 因此, 在控制器设计过程中, 控制器参数的确定, 转换成典型环节参数的确定, 无需通过经验整定PID控制器参数, 提高了控制器设计的效率.

(2) 主动隔振控制技术

PID控制器方程与式(5)具有相同的形式. 建立检

验质量微重力到卫星平台微重力的传递函数为

$$G(s) = \frac{a_{mT}(s)}{a_{mB}(s)} = \frac{(c+k_d)s^2 + (k+k_p)s + k_i}{m_T s^3 + (c+k_d)s^2 + (k+k_p)s + k_i}. \quad (10)$$

式(10)所示的闭环传递函数与式(6)所示的无拖曳控制回路的闭环传递函数具有相同的形式, 因此, PID控制器参数同样采用式(9)进行计算. 但是, 无拖曳控制技术和主动隔振控制技术的传递函数的物理意义是不同的, 前者是卫星平台位移与检验质量位移的比值, 后者是检验质量微重力加速度与卫星平台微重力加速度的比值, 因此, 无拖曳控制技术和主动隔振控制技术的控制机理是不同的, 其频域特性设计原则恰恰是相反的. 无拖曳控制回路进行位移“强跟随”控制, 相对位移的衰减越小越好, 故典型环节的自然角频率 ω_{n1} 和 ω_{n2} 越高越好. 静电悬浮控制回路进行主动隔振控制, 相对微重力加速度的衰减越大表明隔振性能越好, 即检验质量的微重力水平相对卫星平台的微重力水平越高, 故典型环节的自然角频率 ω_{n1} 和 ω_{n2} 越小越好, 控制检验质量“弱跟随”卫星平台.

4 控制系统设计

4.1 动力学建模

无拖曳卫星控制系统的动力学模型既包括卫星平台和检验质量的惯性运动, 又包括卫星平台与检验质量之间的相对运动. 基于牛顿-欧拉方程建立惯性运动的轨道动力学和姿态动力学方程; 将惯性运动的动力学方程作差, 并结合复合运动公式, 推导得到相对运动的动力学模型. 无拖曳卫星非线性动力学建模的详细过程可参考文献[21]. 无拖曳卫星位置关系及坐标系示意图如图5所示, 图中CoM(Center of Mass)表示卫星平台(不包括检验质量)的质心; $\mathbf{r}_{O1}$ 和 $\mathbf{r}_{O2}$ 分别表示从卫星平台质心CoM到检验质量TM1和TM2标称位置(电极笼的几何中心)的矢量; $\mathbf{r}_1$ 和 $\mathbf{r}_2$ 分别表示检验质量TM1和TM2质心偏离标称位置的矢量.

为便于控制器设计, 将非线性动力学模型线性化. 无拖曳卫星线性化动力学方程为

$$\begin{bmatrix} {}^{(B)}\ddot{\boldsymbol{\theta}}_B \\ {}^{(T)}\ddot{\mathbf{q}}_{TM} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{ATT} & \mathbf{0}_{3 \times 12} \\ \mathbf{B}_1 & \mathbf{E}_{12 \times 12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} {}^{(B)}\mathbf{a}_{SC} \\ {}^{(T)}\mathbf{a}_{TM} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

式中,

图5 (网络版彩图)无拖曳卫星坐标系示意图

Figure 5 (Color online) Coordinate system diagram of a drag-free satellite.

$$\mathbf{B}_{ATT} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{E}_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} -{}^{T1}\mathbf{Q}^B & ({}^{T1})\mathbf{r}_{O1}^{\times} {}^{T1}\mathbf{Q}^B \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -{}^{T1}\mathbf{Q}^B \\ -{}^{T2}\mathbf{Q}^B & ({}^{T1})\mathbf{r}_{O2}^{\times} {}^{T1}\mathbf{Q}^B \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -{}^{T2}\mathbf{Q}^B \end{bmatrix},$$

$$({}^{T1})\ddot{\mathbf{q}}_{TM} = \begin{bmatrix} ({}^{T1})\ddot{\mathbf{r}}_{1B} & ({}^{T1})\ddot{\boldsymbol{\theta}}_1 & ({}^{T2})\ddot{\mathbf{r}}_{2B} & ({}^{T2})\ddot{\boldsymbol{\theta}}_2 \end{bmatrix}^T,$$

$$({}^{B})\mathbf{a}_{SC} = \begin{bmatrix} ({}^{B})\mathbf{a}_B & ({}^{B})\mathbf{a}_B \end{bmatrix}^T,$$

$$({}^{T1})\mathbf{a}_{TM} = \begin{bmatrix} ({}^{T1})\mathbf{a}_1 & ({}^{T1})\mathbf{a}_1 & ({}^{T2})\mathbf{a}_1 & ({}^{T2})\mathbf{a}_2 \end{bmatrix}^T.$$

$({}^{B})\boldsymbol{\theta}_B$ 为卫星平台的惯性姿态在卫星本体坐标系中的表示; $({}^{T1})\mathbf{r}_1$ 和 $({}^{T2})\mathbf{r}_2$ 分别为检验质量 TM1 和 TM2 质心偏离标称位置的矢量在检验质量固联坐标系 T1 和 T2 中的表示; $({}^{T1})\boldsymbol{\theta}_1$ 和 $({}^{T2})\boldsymbol{\theta}_2$ 分别检验质量 TM1 和 TM2 相对卫星平台的姿态角在检验质量固联坐标系和中的表示; $({}^{B})\mathbf{a}_B$, $({}^{B})\mathbf{a}_B$, $({}^{T1})\mathbf{a}_1$, $({}^{T1})\mathbf{a}_1$, $({}^{T2})\mathbf{a}_1$ 和 $({}^{T2})\mathbf{a}_2$ 分别表示作用于卫星平台、检验质量 TM1 和 TM2 上力和力矩产生的单位质量和单位惯量的加速度. $\mathbf{0}_{3 \times 3}$ 和 $\mathbf{E}_{3 \times 3}$ 分别为 3×3 的零矩阵和单位矩阵; ${}^{T1}\mathbf{Q}^B$ 和 ${}^{T2}\mathbf{Q}^B$ 分别为卫星平台本体坐标系到检验质量 TM1 和 TM2 的固联坐标系 T1 和 T2 的坐标变换矩阵; $({}^{T1})\mathbf{r}_{O1}^{\times}$ 和 $({}^{T1})\mathbf{r}_{O2}^{\times}$ 分别为矢量 $({}^{T1})\mathbf{r}_{O1}$ 和 $({}^{T1})\mathbf{r}_{O2}$ 的反对称矩阵.

无拖曳卫星含有两个检验质量, 相对卫星平台共计 12 自由度运动. 卫星平台最多在 6 个自由度实现无拖曳控制, 即控制卫星平台“强跟随”检验质量; 剩余 6

自由度需要通过静电力作动器进行主动隔振控制, 即控制检验质量“弱跟随”卫星平台. 本文对检验质量 TM1 的 6 个自由度进行无拖曳控制, 对检验质量 TM2 的 6 个自由度进行静电悬浮控制, 即

$$({}^{T1})\mathbf{q}_{DF} = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & z_1 & \theta_{1x} & \theta_{1y} & \theta_{1z} \end{bmatrix}^T,$$

$$({}^{T1})\mathbf{q}_{SUS} = \begin{bmatrix} x_2 & y_2 & z_2 & \theta_{2x} & \theta_{2y} & \theta_{2z} \end{bmatrix}^T.$$

进一步将 $({}^{B})\mathbf{a}_{SC}$ 和 $({}^{T1})\mathbf{a}_{TM}$ 分解成执行机构控制作用、扰动和耦合刚度, 分别用 $\mathbf{u}$, $\mathbf{d}$ 和 $\Omega^2 \cdot \mathbf{q}$ 表示, 最终动力学模型表示为

$$\begin{bmatrix} \ddot{\boldsymbol{\theta}}_B \\ \ddot{\mathbf{q}}_{DF} \\ \ddot{\mathbf{q}}_{SUS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{ATT} & \mathbf{0}_{3 \times 6} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{B}_{DF} & \mathbf{E}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \mathbf{B}_{SUS} & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{E}_{6 \times 6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{THR} \\ \mathbf{u}_{ES1} \\ \mathbf{u}_{ES2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{d}_B \\ \mathbf{d}_{ES1} \\ \mathbf{d}_{ES2} \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 6} & \mathbf{0}_{3 \times 6} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & -\Omega_{DF}^2 & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{0}_{6 \times 6} & -\Omega_{SUS}^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\theta}_B \\ \mathbf{q}_{DF} \\ \mathbf{q}_{SUS} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

式中, $\mathbf{B}_{DF} = [\mathbf{E}_{6 \times 6} \quad \mathbf{0}_{6 \times 6}] \cdot \mathbf{B}$, $\mathbf{B}_{SUS} = [\mathbf{0}_{6 \times 6} \quad \mathbf{E}_{6 \times 6}] \cdot \mathbf{B}$; $\mathbf{u}_{THR}$ 表示微推力器产生的对航天器的加速度; $\mathbf{u}_{ES1}$ 和 $\mathbf{u}_{ES2}$ 分别为检验质量受到的沿无拖曳坐标和悬浮坐标的静电力作动器的加速度; $\mathbf{d}_B$, $\mathbf{d}_{ES1}$, $\mathbf{d}_{ES2}$ 为相应外部扰动加速度; $\Omega_{DF}^2 \cdot \mathbf{q}_{DF}$ 和 $\Omega_{SUS}^2 \cdot \mathbf{q}_{SUS}$ 分别为沿无拖曳坐标和悬浮坐标的刚度作用力对应的加速度. 为简化分析, 假设交叉耦合刚度为零, 即刚度矩阵 Ω_{DF}^2 和 Ω_{SUS}^2 为对角线矩阵.

4.2 反馈策略与控制器设计

为了实现无拖曳控制坐标的输入解耦, 引入新的控制信号, 表示为

$$\mathbf{u}_T = \mathbf{B}_{DF} \cdot \mathbf{u}_{THR}. \quad (14)$$

联立式(13)和(14), 通过拉式变换可得

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{\theta}_B \\ \mathbf{q}_{DF} \\ \mathbf{q}_{SUS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{G}_{SC} \cdot \mathbf{B}_{ATT} \cdot \mathbf{B}_{DF}^{-1} & \mathbf{0}_{3 \times 6} & \mathbf{0}_{3 \times 6} \\ \mathbf{G}_{DF} & \mathbf{G}_{DF} & \mathbf{0}_{6 \times 6} \\ \mathbf{G}_{SUS} \cdot \mathbf{B}_{SUS} \cdot \mathbf{B}_{DF}^{-1} & \mathbf{0}_{6 \times 6} & \mathbf{G}_{SUS} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{u}_T \\ \mathbf{u}_{ES1} \\ \mathbf{u}_{ES2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{d}_T \\ \mathbf{d}_{ES1} \\ \mathbf{d}_{ES2} \end{bmatrix}. \quad (15)$$

式中, $\mathbf{d}_T = \mathbf{B}_{DF} \cdot \mathbf{d}_B$. 动力学传递函数为

$$\begin{aligned} \mathbf{G}_{SC} &= \frac{1}{s^2} \cdot \mathbf{E}_{6 \times 6}, \\ \mathbf{G}_{DF} &= \begin{bmatrix} \frac{1}{s^2 + \omega_{DFi}^2} & & \\ & \ddots & \\ & & \frac{1}{s^2 + \omega_{DFi}^2} \end{bmatrix}, \\ \mathbf{G}_{SUS} &= \begin{bmatrix} \frac{1}{s^2 + \omega_{SUSi}^2} & & \\ & \ddots & \\ & & \frac{1}{s^2 + \omega_{SUSi}^2} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (16)$$

基于非对角刚度在控制器设计过程中可忽略的假设条件, 分析式(15)表示的控制系统动力学模型, 可知无拖曳卫星控制系统具有如下特性.

(1) 无拖曳坐标的动力学模型由6个解耦的无阻尼或不稳定二阶系统组成; 每个自由度有2个控制输入, 一是微推力器, 另一个是静电力作动器.

(2) 矩阵 $\mathbf{B}_{ATT} \cdot \mathbf{B}_{DF}^{-1}$ 导致无拖曳控制输入到卫星平台姿态控制的交叉耦合. 这意味着不仅仅是微推力器一个控制执行机构作用于卫星平台的姿态控制. 这是为实现无拖曳坐标控制解耦所产生的代价.

(3) 卫星平台的姿态控制和检验质量无拖曳控制(共计9自由度)不可能单独通过微推力器(6自由度)实现, 这显然在物理原理上是不可实现的. 整个动力学系统的可控性只能通过悬浮控制回路实现.

基于上述分析, 反馈控制设计思路如下: 无拖曳控制器反馈无拖曳坐标, 由微推力器输出控制作用; 静电悬浮控制器反馈悬浮坐标, 由静电力作动器输出控制作用. 卫星平台的姿态可以采用两种方式进行反馈控制, 通过微推力器控制卫星运动, 或通过静电力作动器控制检验质量运动. 文献[21]通过对比两种执行机构输出控制作用的传递函数, 静电力作动器具有比微推力器更强的姿态控制能力. 此外, 如果采用微推力器进行卫星平台的姿态控制, 则姿态控制器和无拖曳控制器在低频时会相互冲突, 控制系统的设计将非常复杂. 从物理机理看, 通过静电力作动器控制卫星平台的姿态相当于直接控制检验质量的姿态, 通过无拖曳控制回路间接实现卫星平台的姿态控制. 因此, 卫星平台的姿态控制, 反馈卫星平台的姿态误差, 由无拖曳坐标对应的静电力作动器输出控制作用.

采用上述反馈解耦策略, 将无拖曳卫星的姿态控制、无拖曳控制和静电悬浮控制分解成15个自由度的单输入单输出控制, 基于传统的PID控制算法设计控制器, 控制器结构和控制器参数计算分别参照式(5)和

(9), 对于姿态控制只需将质量换成相应的转动惯量即可.

4.3 仿真实验

仿真中加入了太阳光压辐射扰动、测量不确定性和执行机构不确定性. 白噪声通过成型滤波器可生成指定频率特性的噪声信号[22]. 本文根据功率谱密度随机生成具有相应频率特性的太阳辐射光压扰动, 同时考虑太阳辐射光压准稳态值为 $4 \times 10^{-8} \text{ m/s}^2$, 则太阳辐射光压扰动加速度如图6所示. 测量不确定性和执行机构不确定性以高斯白噪声的形式表征, 如表2所示. PID控制器参数如表3所示.

根据表3所示的各控制回路控制器参数, 可得到控制系统对各项不确定性的抑制能力, 图7为各控制回路的灵敏度函数 S 和补灵敏度函数 T , 其中 S_{DF_P} 和 T_{DF_P} 分别为无拖曳控制位移回路的灵敏度函数和补灵敏度函数; S_{DF_A} 和 T_{DF_A} 分别为无拖曳控制姿态回路的灵敏度函数和补灵敏度函数; S_{SUS_P} 和 T_{SUS_P} 分别为静电悬浮控制位移回路的灵敏度函数

图6 (网络版彩图)太阳辐射光压扰动扰动仿真数据. (a) 时域图; (b) 频域图

Figure 6 (Color online) Simulation data of solar radiation pressure perturbation. (a) Time-domain graph; (b) frequency-domain graph.

表2 测量不确定性和执行机构不确定性列表

Table 2 List of measurement uncertainties and actuator uncertainties

参数名称	高斯白噪声的均方差
卫星平台姿态测量精度	$3.3 \times 10^{-10} \text{ rad}$
检验质量相对卫星平台的位移测量精度	$1 \times 10^{-11} \text{ m}$
检验质量相对卫星平台的姿态测量精度	$1 \times 10^{-10} \text{ rad}$
微推力器输出力和力矩精度	$2 \times 10^{-9} \text{ N}, 2 \times 10^{-9} \text{ N m}$
静电力作动器输出力和力矩精度	$2 \times 10^{-15} \text{ N}, 5 \times 10^{-16} \text{ N m}$

表3 无拖曳卫星控制系统控制器参数^{a)}

 Table 3 Controller parameters of a drag-free satellite control system^{a)}

参数名称	数值
无拖曳控制	位移回路 $f_{n1}=10^{-3}, f_{n2}=10^{-1}, \zeta_2=0.8$
	姿态回路 $f_{n1}=5 \times 10^{-4}, f_{n2}=5 \times 10^{-2}, \zeta_2=0.8$
静电悬浮控制	位移回路 $f_{n1}=5 \times 10^{-6}, f_{n2}=5 \times 10^{-4}, \zeta_2=0.8$
	姿态回路 $f_{n1}=10^{-4}, f_{n2}=10^{-2}, \zeta_2=0.8$
卫星平台姿态控制	$f_{n1}=5 \times 10^{-4}, f_{n2}=5 \times 10^{-2}, \zeta_2=0.8$

a) 表中, $f_{n1}=\omega_{n1}/2\pi, f_{n2}=\omega_{n2}/2\pi$.

和补灵敏度函数; S_SUS_A和T_SUS_A分别为静电悬浮控制姿态回路的灵敏度函数和补灵敏度函数; S_SAT_A和T_SAT_A分别为卫星平台姿态控制的灵敏度函数和补灵敏度函数.

根据各闭环控制回路的灵敏度函数和补灵敏度函数可知控制系统对各项噪声的抑制能力. 例如, 针对静电悬浮控制位移回路, 根据灵敏度函数可知, 静电力执行机构的输出噪声在小于1 mHz频段范围内被抑制; 根据补灵敏度函数可知, 电容式传感器的测量噪声在高于1 mHz频段范围内被抑制.

通过全系统数值仿真, 验证各自由度间的耦合影响. 仿真中控制周期为0.05 s, 对应执行机构的输出频率为20 Hz. 仿真结果如图8所示.

通过对比设计性能要求与仿真结果, 可见检验质

量的无拖曳性能指标、姿态角加速度指标, 检验质量相对卫星平台的相对位移和姿态指标, 以及卫星平台的姿态控制精度指标, 均满足控制系统性能指标设计要求. 检验质量TM1处于无拖曳运动状态, 其无拖曳性能水平由直接作用于检验质量上的直接扰动所决定.

5 结论

无拖曳卫星高精度控制是成功探测空间引力波的关键. 针对包含两个检验质量的无拖曳卫星控制系统, 应用无拖曳控制技术设计无拖曳控制回路, 实现卫星平台“强跟随”检验质量; 同时应用主动隔振控制技术设计静电悬浮控制回路, 实现检验质量“弱跟随”卫星平台. 通过闭环传递函数, 分析了PID控制算法下无拖曳控制技术和主动隔振控制技术的频域特性, 并实现了PID控制器参数的精准计算, 极大地简化了控制系统的设计和控制器参数的确定. 基于动力学模型, 通过反馈解耦设计, 将无拖曳卫星的姿态控制、无拖曳控制和静电悬浮控制分解成单输入单输出控制, 进而提出了对一个检验质量进行无拖曳控制、对另一个检验质量进行静电悬浮控制的控制策略. 数值仿真结果表明, 在0.1–1 mHz频段范围, 卫星姿态控制精度优于 $10^{-8} \text{ rad Hz}^{-1/2}$, 检验质量相对卫星平台的相对位移控

图7 (网络版彩图)控制系统的灵敏度函数和补灵敏度函数. (a) 无拖曳控制回路; (b) 静电悬浮控制回路; (c) 卫星平台姿态控制

Figure 7 (Color online) Sensitivity function and complementary sensitivity function of the control system. (a) Drag-free control loop; (b) electrostatic suspension control loop; (c) satellite attitude control.

图8 (网络版彩图)数值仿真结果. (a) 检验质量TM1姿态角加速度性能指标; (b) 检验质量TM2无拖曳性能指标; (c) 检验质量TM2姿态角加速度性能指标; (d) 检验质量TM1相对卫星平台的位移性能指标; (e) 检验质量TM1相对卫星平台的姿态角性能指标; (f) 检验质量TM2相对卫星平台的位移性能指标; (g) 检验质量TM2相对卫星平台的姿态角性能指标; (h) 卫星平台的姿态角性能指标

Figure 8 (Color online) Numerical simulation results. Performance index of attitude angular acceleration of TM1 (a), drag-free acceleration of TM2 (b), attitude angular acceleration of TM (c), relative position of TM1 with respect to satellite (d), attitude angular of TM1 with respect to satellite (e), relative position of TM2 with respect to satellite (f), attitude angular of TM2 with respect to satellite (g), attitude angular of satellite (h).

制精度优于 $10^{-8} \text{ m Hz}^{-1/2}$, 检验质量相对卫星平台的姿态控制精度优于 $10^{-8} \text{ rad Hz}^{-1/2}$, 检验质量的无拖曳性能水平优于 $3 \times 10^{-15} \text{ m s}^{-2} \text{ Hz}^{-1/2}$, 初步满足空间引力波探测“高精度”需求.

为达到极高微重力加速度水平, 一方面需要研制高精度测量与控制设备, 比如高精度静电悬浮与微推力器技术; 另一方面需要深入研究无拖曳控制系统的设计与实现, 特别是对各项不确定性和噪声的建模以

及各个自由度间的耦合扰动分析等. 模型的准确性是数据建立不确定性和噪声的模型, 可以更好地检验控制算法的性能. 评判数值仿真系统有效性的依据. 基于实际测试

参考文献

- 1 Poisson E. Gravitational waves, volume 1: Theory and experiments. *Class Quantum Grav*, 2008, 25: 209002
- 2 Cao Z J, He X K. Using gravitational wave to test general relativity (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2018, 48: 079806 [曹周键, 何孝凯. 引力波探测检验广义相对论. 中国科学: 物理学 力学 天文学. 2018, 48: 079806]
- 3 Sathyaprakash B S, Schutz B F. Physics, astrophysics and cosmology with gravitational waves. *Living Rev Relativ*, 2009, 12: 2
- 4 Huang S L, Gong X F, Xu P, et al. Gravitational wave detection in space—A new window in astronomy (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2017, 47: 010404 [黄双林, 龚雪飞, 徐鹏, 等. 空间引力波探测——天文学的一个新窗口. 中国科学: 物理学 力学 天文学. 2017, 47: 010404]
- 5 Amaro-Seoane P, Audley H, Babak S, et al. Laser interferometer space antenna. arXiv: [1702.00786](https://arxiv.org/abs/1702.00786)
- 6 Hu W R, Wu Y L. The Taiji Program in Space for gravitational wave physics and the nature of gravity. *Natl Sci Rev*, 2017, 4: 685–686
- 7 Luo J, Chen L S, Duan H Z, et al. TianQin: A space-borne gravitational wave detector. *Class Quantum Grav*, 2016, 33: 035010
- 8 Luo Z R, Bai S, Bian X, et al. Gravitational wave detection by space laser interferometry (in Chinese). *Adv Mech*, 2013, 43: 415–447 [罗子人, 白珊, 边星, 等. 空间激光干涉引力波探测. 力学进展, 2013, 43: 415–447]
- 9 Li Y G, Zhang X L, Li Y M. Progress of the optical techniques for laser interferometer gravitational wave detector (in Chinese). *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2017, 47: 010403 [李永贵, 张晓莉, 李英民. 激光干涉仪引力波探测器中的光学技术进展. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2017, 47: 010403]
- 10 Gath P F, Schulte H R. Drag free and attitude control system design for the LISA science mode. In: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. South Carolina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007
- 11 Hsu O, Maghami P, O'Donnell Jr. J R, et al. Dynamic control system performance during commissioning of the space technology 7-disturbance reduction system experiment of LISA Pathfinder. In: 40th Annual Guidance and Control Conference. Breckenridge: American Astronautical Society, 2017
- 12 Fichter W, Schleicher A, Bennani S, et al. Closed loop performance and limitations of the LISA pathfinder drag-free control system. In: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. South Carolina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007
- 13 Wang Z, Ma J, Li J Q. Space-based gravitational wave detection mission: Design highlights of LISA system (in Chinese). *Chin Opt*, 2015, 8: 980–987 [王智, 马军, 李静秋. 空间引力波探测计划-LISA系统设计要点. 中国光学, 2015, 8: 980–987]
- 14 Armano M, Audley H, Auger G, et al. Constraints on LISA Pathfinder's self-gravity: Design requirements, estimates and testing procedures. *Class Quantum Grav*, 2016, 33: 235015
- 15 Livas J C, Fitzsimons E, Escudero Sanz I. Telescope design for LISA. In: 12th International LISA Symposium. Washington: American Astronomical Society, 2018
- 16 Wang X B, Zhang X M, Li M. Analysis of long-period drift characteristics for orbit configuration of the Tianqin Mission (in Chinese). *Chin Space Sci Technol*, 2017, 37: 110–116 [王小波, 张晓敏, 黎明. 天琴计划轨道构型长期漂移特性分析. 中国空间科学技术, 2017, 37: 110–116]
- 17 Yang C, Zhang H. Formation flight design for a LISA-like gravitational wave observatory via Cascade optimization. *Astrodynamics*, 2019, 3: 155–171
- 18 Schumaker B L. Disturbance reduction requirements for LISA. *Class Quantum Grav*, 2003, 20: S239–S253
- 19 Gath P F, Fichter W, Kersten M, et al. Drag free and attitude control system design for the LISA Pathfinder Mission. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Rhode Island: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004
- 20 Wu S F, Fertin D. Spacecraft drag-free attitude control system design with quantitative feedback theory. *Acta Astronaut*, 2008, 62: 668–682
- 21 Fichter W, Schleicher A, Vitale S. Drag-free control design with cubic test masses. In: Lasers, Clocks and Drag-Free Control. Berlin: Springer, 2008
- 22 Zhang Y H. Research on Drag-free Spacecrafts Formation Flying Technique Applied for Spacecraft to Spacecraft Tracking Measurement System (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Shanghai: Shanghai Institute of Microsystem and Information Technology, Chinese Academy of Sciences, 2016. 21–24 [张永和. 面向星星跟踪测量系统的无拖曳航天器编队技术研究. 博士学位论文. 上海: 中国科学院上海微系统与信息技术研究所, 2016. 21–24]

Drag-free control methods for space-based gravitational-wave detection

LIU Wei^{1,2*} & GAO Yang¹

¹ Key Laboratory of Space Utilization, Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

² University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

In order to meet the requirements of “high precision” for space-based gravitational-wave detection, the design of control systems for a drag-free satellite is researched from the point of view of dynamics and control theory. Based on the LISA Pathfinder mission, the drag-free satellite contains two test masses, and its control system includes an attitude control loop, a drag-free control loop, and an electrostatic-suspension control loop. Drag-free control technology is employed for the drag-free control loop, where a test mass is in a state of free fall, and the satellite platform is controlled to follow the test mass “strongly” in order to achieve a high-level microgravity of the satellite platform and the test mass. Active vibration-isolation control technology is applied in the electrostatic-suspension control loop, where the other test mass is controlled to follow the satellite platform “weakly” and is isolated from vibrations of the satellite platform, so as to achieve high-level microgravity of the test mass and avoid collisions between the test mass and the satellite platform. The frequency-domain characteristics of the two control technologies are analyzed, assuming them to be based on the PID control algorithm. A set of formulas for calculating the parameters for the PID controllers are established, so that the parameters can be determined quickly according to the performance requirements for these controllers. On this basis, a control strategy is proposed and the PID controllers are designed. The effectiveness of the control strategy and the accuracy of the controller parameters are verified through numerical simulations.

gravitational wave detection, drag-free control, active vibration-isolation control, high precision, Proportional-Integral-Differentive (PID)

PACS: 04.80.Nn, 07.05.Dz, 02.30.Yy

doi: [10.1360/SSPMA-2019-0386](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2019-0386)