

文章编号 1004-924X(2026)14-2151-15

基于几何模型的光学共相控制系统指标分解方法

官之凡, 侯一冰, 曲 直, 荆 鑫, 侯森浩, 李 岩, 霍卓玺, 殷恺琳*

(中国航天科技体系与创新研究院, 北京 100088)

摘要: 分布式光学干涉探测系统涉及多层级执行机构, 各分系统指标难以有效衔接。针对该问题, 本文提出一种基于几何模型的光学共相控制系统指标分解方法。基于光路几何特性, 构建“1个合束器、2个集光器”构型的分布式探测器系统光路矢量模型, 分析卫星平台—载荷构成的多级控制系统的误差传递链路与分系统间指标的映射关系。根据实际工程中的卫星平台位姿控制偏差范围, 进行误差传递过程的静态指标分解与灵敏度分析, 并根据指标对载荷各执行机构的闭环控制目标进行定量分析与数值仿真。仿真结果表明, 在卫星平台位置偏差 ≤ 5 cm、姿态偏差 $\leq 5''$ 、平动速度 ≤ 1 mm/s、转动速度 ≤ 1 $^{\circ}$ /s 的工况下, 依据本文指标分解结果构建的多级递阶控制方案可实现共相误差稳定收敛, 最终指向和光程差控制精度分别达到 0.01 $^{\circ}$ 与 10 nm 量级, 满足光学干涉要求, 为同类分布式探测系统的控制层级划分、控制目标与指标分配提供了分析路径与方案参考。

关键词: 分布式光学干涉; 共相控制; 指标分解; 几何模型

中图分类号: TP394.1; TH691.9 **文献标识码:** A

doi: 10.37188/OPE.20263414.2151

CSTR: 32169.14.OPE.20263414.2151

Decomposition method for optical co-phase control system metrics based on geometric models

GONG Zhifan, HOU Yibing, QU Zhi, JING Xin, HOU Senhao, LI Yan, HUO Zhuoxi, YIN Kailin*

(China Academy of Aerospace System and Innovation, Beijing 100088, China)

* Corresponding author, E-mail: yinkl17@tsinghua.org.cn

Abstract: Distributed optical interferometric detection systems involve multi-level actuators, making it difficult to effectively connect the specifications of different subsystems. To address this problem, this paper proposed a specification decomposition method for optical co-phase control systems based on a geometric model. Based on the geometric characteristics of optical propagation, an optical-path vector model was established for a distributed detector configuration consisting of one combiner and two collectors. The error-transfer chain of the multi-level control system composed of the satellite platform and payload, as well as the mapping relationship between subsystem specifications, was then analyzed. According to the range of satellite-platform pose control errors in engineering applications, static specification decomposition and sensitivity analysis were carried out for the error-transfer process. The closed-loop control objectives of the payload actuators were further quantitatively analyzed and numerically simulated based on the decomposed specifications. Simulation results show that, under the conditions of satellite-platform position error ≤ 5

收稿日期: 2026-03-24; 修订日期: 2026-04-17.

基金项目: 国家自然科学基金委企业创新发展联合基金集成项目 (No. U23B6002)

cm, attitude error ≤ 5 arcsec, translational velocity ≤ 1 mm/s, and angular velocity ≤ 1 arcsec/s, the multi-level hierarchical control scheme constructed according to the proposed specification decomposition results can achieve stable convergence of co-phase errors. The final pointing and OPD control accuracies reach the levels of 0.01 arcsec and 10 nm, respectively, satisfying the requirements of optical interferometry. This method provides an analysis approach and design reference for control hierarchy division, control-object selection, and specification allocation in similar distributed detection systems.

Key words: distributed optical interferometry; co-phase control; specification decomposition; geometric model

1 引言

系外宜居行星探测已成为当前空间科学领域的重要前沿研究方向,高分辨率空间观测技术是实现该研究目标的核心支撑。韦布空间望远镜 (James Webb Space Telescope, JWST)^[1]、类地行星发现者 (Terrestrial Planet Finder, TPF)^[2]、“达尔文”计划 (DARWIN)^[3]以及系外行星大型干涉仪 (Large Interferometer For Exoplanets, LIFE)^[4]等任务持续推动高分辨率空间观测技术发展;分布式空间探测器^[5]等方案亦面向系外行星探测提出更高性能目标。受运载包络、制造与部署等工程约束,单孔径光学系统的口径扩展面临显著难度,近年来随着色散条纹、曲率传感等技术的快速发展^[6-8],光学测量与干涉成像技术逐渐成熟,分布式光学干涉探测技术通过多个分布式的子孔径单元协同工作,形成基线可重构的等效大口径、长基线观测能力,为在口径受限条件下提升系统分辨率提供了可行路径^[9]。

分布式光学干涉探测器获得高性能成像的关键前提是不同光束在合束处实现严格共相,其核心在于光学共相控制,即通过动态调节光学元件的位置与姿态,使不同光束达到相位匹配^[10]。在空间应用中,需对卫星平台、载荷各分系统进行严格协同控制,精确控制指向偏差 (tip/tilt) 与光程差 (Optical Path Difference, OPD),这对干涉系统的观测质量至关重要^[11]。然而,在空间环境扰动 (如微振动等) 以及多源误差跨层级耦合传递的共同作用下,卫星平台位姿控制偏差与载荷执行机构控制偏差相互叠加耦合,共同影响 tip/tilt 与 OPD 的指标,这使得共相顶层指标难以直接、定量地分解到各分系统与具体执行机构,

进而给方案论证、指标分配及控制系统设计带来困难。

光学系统的几何特性是光路传输的底层物理约束,其与控制策略的耦合建模深度直接影响系统性能评估与控制目标分配。在传统研究中,光学元件几何特性 (例如反射镜面形^[12]) 与控制对象、控制目标分配间的关联,通常从物理光学角度出发,通过经验模型或局部线性化假设来建立^[13-15]。例如,Howard 等^[16]针对 JWST 建立线性化光学模型,通过光学灵敏度矩阵描述失调量与像差之间关系,并在后续研究中进一步将该模型应用于 JWST 分段式主镜系统^[17];Menzel 等^[18]系统总结了线性光学模型与动力学模型的集成方法及其工程应用。在分布式长基线构型中,卫星平台的大尺度位姿偏差会超出物理光学局部线性化假设的适用范围,导致模型精度无法满足高精度共相控制与干涉成像需求。

分布式光学干涉探测系统通常呈现多个卫星平台—载荷的多级耦合架构^[19-20],跨分系统的信息传递与控制目标分配将直接影响最终共相性能^[21-23]。因此,通过分析共相指标与执行机构控制目标之间的定量关系并设计控制策略,是实现指标合理分解与技术方案论证可量化、可复用的重要基础。尽管现有工作从特定指标出发对部分系统开展了针对性研究,许博谦等^[24]提出拼接式空间望远镜的大范围、高精度自动化共相调校方法并给出 nm 量级 OPD 要求;李斌等^[25]提出拼接式空间望远镜的共相 OPD 检测方法;李林等^[26]分析哈勃望远镜 (Hubble Space Telescope, HST) 指向测量与控制系统的耦合特点并讨论关键技术指标及微振动影响。但对于实际工程实施而言,上述系统指标分解仍多聚焦单一系统,依赖继承性经验或单级误差分配,容易造成指标

衔接与余量分配缺乏统一的定量依据,从而影响总体方案的合理性与可实现性。

针对上述问题,本文以“1个合束器,2个集光器”的最简分布式光学干涉探测器方案为参考模型,提出一种基于几何模型的动力学与光学耦合的共相控制系统指标分解方法。本文主要工作内容如下:

(1)建立基于光路几何约束与光学元件空间位姿关系的光路矢量计算与追迹模型,实现共相指标 tip/tilt 与 OPD 的定量计算。

(2)构建卫星平台位姿控制偏差至共相误差的传递链路,针对载荷核心执行机构:快反镜、K 镜(延迟线),依据误差灵敏度与实际工程约束条件,得到系统指标分解结果。

(3)依据指标分解结果分析多级控制系统的控制对象与控制目标并设计递阶控制策略,实现 10 nm 量级几何共相控制精度,满足分布式光学干涉系统的成像需求。

本文的主要创新点在于基于几何模型构建了分布式光学干涉探测系统跨层级的误差传递链路,定量分析了各层级指标与共相误差量间的映射关系,并提出了一种指标分解方法,为控制目标分析与方案设计提供参考。该方法相比于传统物理光学局部线性化与经验模型等方法,在较大范围位姿偏差下具有更好的工程适用性,降低了指标分解阶段对复杂物理光学计算的依赖,为同类系统的指标论证、控制目标分析与控制方案设计,提供了一条可量化、可复用的分析路径与设计方案。

2 几何光学模型与共相指标计算

2.1 分布式光学干涉系统构型

本文以“1个合束器、2个集光器”组成的分布式光学干涉探测系统为典型参考模型,如图 1 所示。该系统的核心光路特征为两路集光光束经各自独立的光学链路传播后,在合束器处进行干涉合成,系统总体架构遵循“分孔径目标光—光路传输—合束干涉”的分布式光学干涉基本原理。

为支撑后续指标分解、控制目标分析与分配,需建立卫星平台位姿控制偏差、载荷执行机构控制偏差与共相关键量 tip/tilt 与 OPD 的定量映射关系。为保证系统模型总体计算的可解释

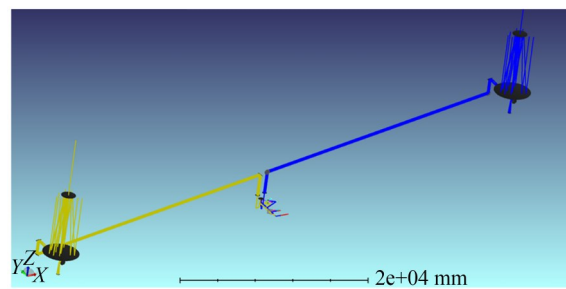


图1 分布式光学干涉系统架构图

Fig. 1 Distributed optical interferometry system architecture diagram

性与可复核性,本文做出如下合理假设:

(1)采用几何光学描述光束传播,卫星平台位姿控制偏差以小量位姿扰动形式进入模型。

(2)将光学元件视为理想反射/折射面,忽略高阶像差(如球差、彗差、像散等)对指标分解与共相控制精度的影响。在分布式光学干涉探测系统中,共相控制的首要任务是补偿由卫星平台位姿控制偏差等因素引起的指向偏差(tip/tilt)与光程差(OPD)等低阶波前畸变。高阶像差主要受空间微重力环境带来的结构微振动、热变形等影响,且其量级远小于卫星平台位姿控制偏差引起的几何共相误差,因此在探测器系统指标分解阶段忽略高阶像差是符合工程实际的。

(3)本文重点关注真空环境下由卫星平台位姿控制偏差与载荷执行机构作动引起的几何光路变化,并据此建立 tip/tilt 与 OPD 的误差传递链路。对于物理光学因素导致的共相误差,本文不进行显式建模。本文中快反镜与 K 镜的核心任务,是补偿卫星平台位姿控制偏差引起的大尺度 tip/tilt 与 OPD 几何误差,使几何共相误差 not 成为后续干涉成像的主要影响因素。

2.2 坐标系与几何光路模型

为了准确计算目标光经过探测器系统的光轴指向与光程并实现光路的几何追迹,将光路拆解为若干段空间矢量(光矢),通过计算空间光矢的方向和模长,分别实现光路指向和光程的量化,构建载荷光路矢量模型如图 2 所示(彩图见期刊电子版),图中三个方框分别代表两个集光器(左右)与合束器(中),紫色实线和虚线分别表示卫星平台位姿变化前后的光路矢量。载荷光学元件均进行二维简化,绿色表示不动镜(曲面镜、平面镜),蓝色表示动镜(执行机构的快反镜、K 镜)。

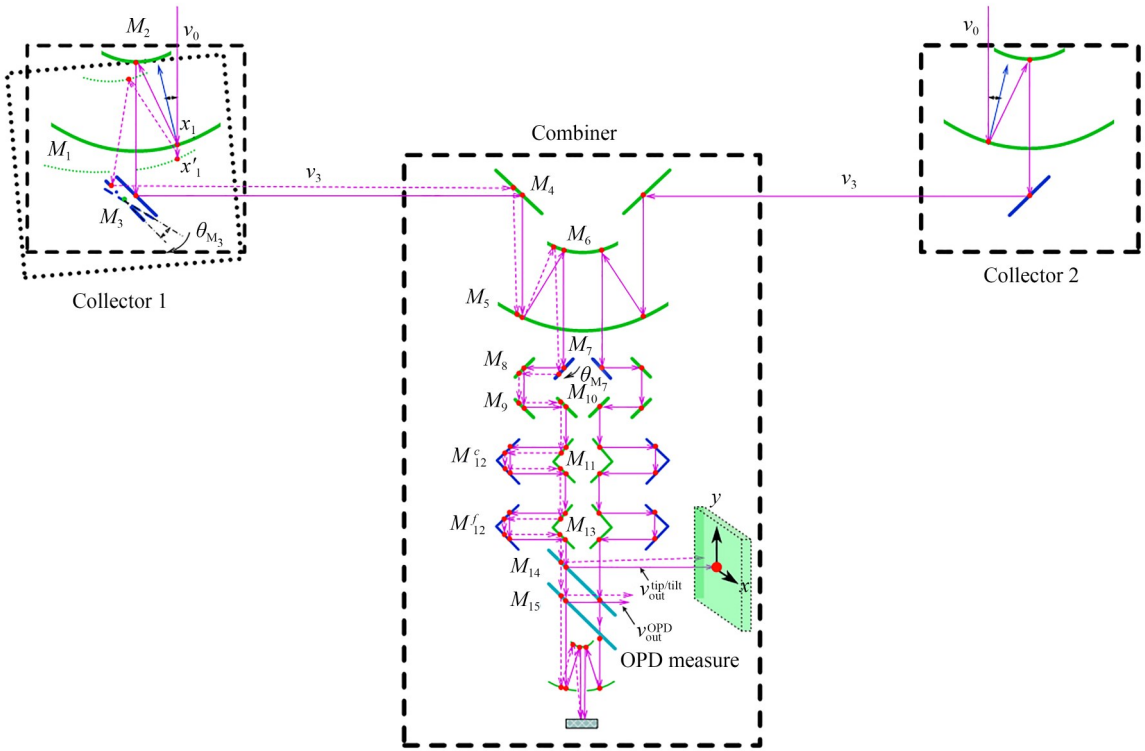


图 2 光路矢量图

Fig. 2 Optical path vector diagram

由于所有曲面镜均满足旋转对称条件,因此根据假设(2)对模型中的光学元件做二维简化处理,分为不动镜(曲面镜、平面镜)与可动镜(快反镜、K 镜)两类;卫星平台位姿控制偏差对光路的影响,通过光矢在固定坐标系与卫星平台本体坐标系中的坐标变换体现。图 2 中的光学元件标识如表 1 所示。

表 1 光学元件标识说明表

Tab. 1 Optical component identification table

载荷执行机构	矢量图编号	核心功能
粗、精级快反镜	M_3, M_7	补偿指向偏差
粗、精级 K 镜	M_{12}^c, M_{12}^f	补偿光程差
固定平面反射镜	$M_i (i = 4, 8 - 11, 13)$	调整光路指向
固定曲面反射镜	$M_i (i = 1, 2, 5, 6)$	光束缩束
半透半反镜	M_{14}, M_{15}	分束/测量

2.3 共相指标定义与计算方法

目标光(图 2 中 v_0)入射集光器后,经过集光器、合束器中若干反射镜的反射与传输。传输过程中,各反射镜入射光与出射光的指向向量满足反射定律:

$$v_{out} = v_{in} - 2 \cdot (v_{in} \cdot n) \cdot n, \quad (1)$$

其中: v_{in}, v_{out} 为镜面入射光与出射光指向向量, n 为镜面法向量,由反射面指向镜面外(本文中所有指向向量与法向量均为默认单位向量)。最终光路通过半透半反镜(图 2 中 $M_{14/15}$)分束。实现光轴指向偏差(tip/tilt)与光程差(OPD)的测量,并在科学探测平面上成像。

由于模型中光路传播介质均为真空环境,因此 OPD 定义为两干涉臂从集光器入射到合束器合束的光路长度差值,是决定共相精度的核心指标。两干涉臂的 tip/tilt 需分别计算,定义为光束波面与指向测量屏上 x, y 两轴方向对应的夹角,如图 3 所示。

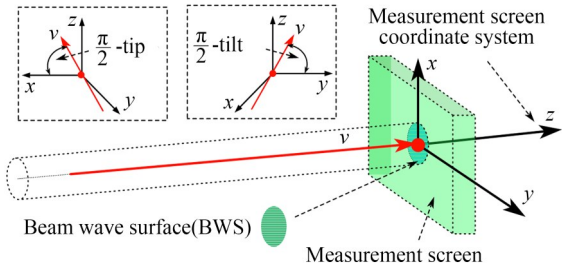


图 3 指向测量 tip/tilt 定义

Fig. 3 Definition of tip/tilt pointing measurement

tip/tilt 可通过计算光束指向向量与测量屏 x, y 两轴的空间矢量夹角获得, 计算式如下:

$$\text{tip} = \frac{\pi}{2} - \langle \mathbf{v}, \mathbf{x} \rangle, \quad (2)$$

$$\text{tilt} = \frac{\pi}{2} - \langle \mathbf{v}, \mathbf{y} \rangle, \quad (3)$$

其中: $\langle \mathbf{v}, \mathbf{x} \rangle$ 表示两向量之间的夹角, $\mathbf{v}$ 表示测量屏入射光方向, x, y 分别为探测面坐标系下两坐标轴方向。

集光器与合束器中的压束模块均由一对二次曲面镜组成(抛物面镜/双曲面镜), 如图 4 所示。

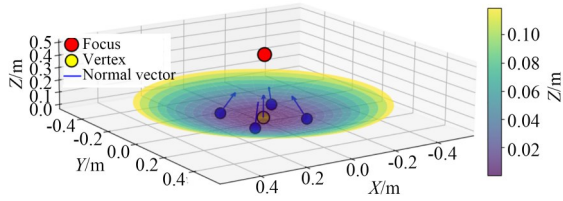


图 4 二次曲面镜

Fig. 4 Quadratic surface mirror

空间中不同位置光矢入射二次曲面镜的交点曲率存在差异, 需结合二次曲面镜的几何特性确定入射点法向量指向, 进而准确计算出射空间光矢。由于二次双曲面镜满足旋转对称特性, 可将三维二次曲面问题简化为二维的二次曲线几何特性分析问题, 如图 5 所示。

图 5 中, R 表示长度为曲线曲率半径 R , 自顶点出发沿中心轴指向焦点的向量, o 为曲线顶点, x 为光矢入射/出射点位矢, n 为光矢入射/出射

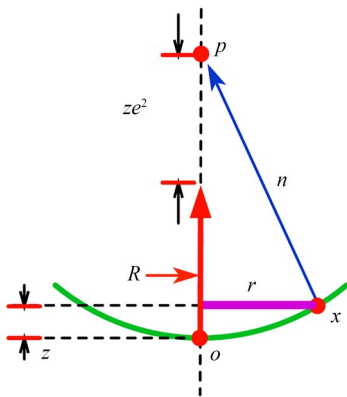


图 5 二次曲面镜截面几何模型

Fig. 5 Geometric model of a quadric surface mirror section

点法向量; r 表示光矢入射/出射点到中心轴距离, z 表示光矢入射/出射点在中心轴投影与顶点间距离, e 为曲线离心率, p 表示 n 延长线与中心轴交点位矢, ze^2 表示法向量延长线与中心轴交点 p 到顶点 o 间的轴向距离与曲率半径 R 的差值。

根据二次曲面镜标准方程式(4)与几何性质建立各参数与空间位矢坐标的关系式:

$$\frac{(r)^2 c}{1 + \sqrt{1 - (1 + K) \cdot (r)^2 c^2}} = z, \quad (4)$$

$$\mathbf{n} = \mathbf{o} + \frac{R}{|R|} \cdot (|R| + ze^2) + \overrightarrow{x\mathbf{o}}, \quad (5)$$

其中: $c = \frac{1}{R}$, $K = \frac{1}{e^2}$, 其余符号变量与图 5 中定义相同。

计算空间光矢采用分段求解方法, 如图 6 所示。

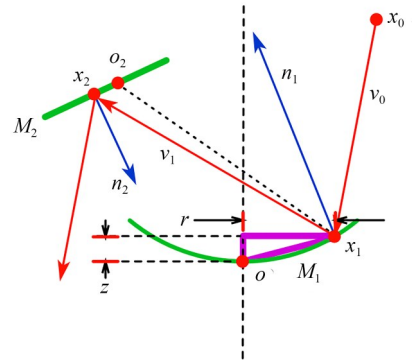


图 6 光程分段计算示意图

Fig. 6 Optical path segmentation calculation diagram

定义镜面入射光矢指向 $\mathbf{v}_0$, 空间中 x_0, x_1 两点间的光矢可通过 $\mathbf{v}_0 \cdot |\overrightarrow{x_0 x_1}|$ 计算。以该段光矢模长为未知量, 当分段光矢与二次曲面镜相交, $x_0, \mathbf{v}_0$ 坐标均已知时, 通过式(6)确定空间中 x_1 点的坐标:

$$\mathbf{x}_1 = \mathbf{x}_0 + \mathbf{v}_0 \cdot |\overrightarrow{x_0 x_1}|. \quad (6)$$

结合图 5 中的空间位矢坐标, 根据几何关系与空间向量性质表示 r, z :

$$r = |\overrightarrow{ox_1}|^2 - z^2, \quad (7)$$

$$z = \overrightarrow{ox_1} \cdot (\overrightarrow{R} / |R|). \quad (8)$$

根据式(4)构建方程, 求解方程得到 x_0, x_1 两点间光程 $|\overrightarrow{x_0 x_1}|$; 当分段光矢与平面镜相交, 如图

6 中 $\left| \overrightarrow{x_1 x_2} \right|$, 可根据空间向量性质通过式 (9) 计算:

$$\left| \overrightarrow{x_1 x_2} \right| = \frac{\left| \overrightarrow{x_1 o_2} \right| \cdot \cos \langle -v_1, n_2 \rangle}{\cos \langle -v_1, n_2 \rangle}. \quad (9)$$

参考图 2 光路矢量图, 在曲面镜所在卫星平台本体坐标系下, 根据光路的起始点坐标, 光路经过集光器到合束器的每一段光矢模长、方向均可以通过上述方法计算, 最终得到两臂光路指向偏差与光程差的理论计算值。

3 误差传递与指标分解方法

3.1 单臂模型与坐标系定义

由于两集光器关于合束器呈对称分布, 可分别对单臂的光轴指向与光程进行独立计算, 单臂光路矢量图见图 7。

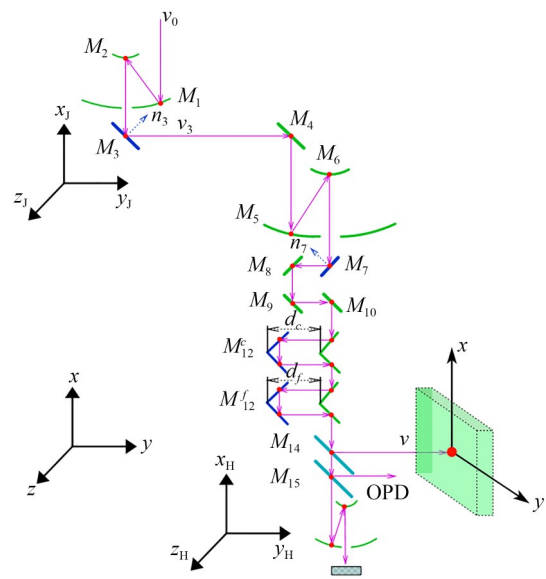


图 7 单臂光路矢量图

Fig. 7 Single arm optical path vector diagram

建立固定坐标系-集光器本体坐标系-合束器本体坐标系的多层级坐标系体系, 其中固定坐标系即为惯性坐标系, 各本体坐标系与对应卫星平台固连。固定坐标系、集光器本体坐标系、合束器本体坐标系三坐标轴指向向量分别由 z, y, x 和 z_j, y_j, x_j 和 z_H, y_H, x_H 表示。其中 z, z_j, z_H 指向相同 (均指向目标光源), y, y_j, y_H 指向为集光器

快反镜出射光方向, x, x_j, x_H 指向与 z_H, y_H, x_H 指向和 y, y_j, y_H 指向构成右手系。

3.2 误差定量计算与静态指标分解方法

实际分布式光学干涉系统的最终成像性能同时受到几何光路误差、色散、偏振、能量一致性、探测噪声及高阶像差等多类因素影响。本文重点关注由卫星平台位姿控制偏差与载荷执行机构控制偏差引起的几何光路变化, 建立其与光程差 (OPD) 和指向偏差 (tip/tilt) 之间的误差传递关系, 并据此开展载荷控制目标分解。对于色散、偏振及能量一致性等需要结合物理光学模型和具体光学系统参数进一步评估的误差源, 本文不将其纳入几何误差传递模型中显式计算, 而作为后续物理光学建模与系统级误差预算的研究内容。

对于百米级分布式干涉构型, 卫星平台位姿控制偏差会引起显著的光程差与指向变化, 直接影响干涉成像。因此, 本文将载荷几何 OPD 控制目标设定为 10 nm 量级, 其目的并非给出完整系统级物理光学误差预算, 而是验证由平台位姿控制偏差引起的较大范围几何共相误差能够被载荷执行机构有效补偿, 使其不成为后续干涉成像的主要限制因素。

后续静态指标分解主要针对几何 OPD 与 tip/tilt 两类低阶共相误差展开。首先通过卫星平台位姿控制系统实现卫星平台的位姿稳定, 再通过载荷快反镜与 K 镜补偿, 最终实现两臂光路共相。由于本文主要研究对象为载荷执行机构 (快反镜、K 镜), 因此根据假设 (1), 卫星平台的位姿控制偏差以小量位姿扰动形式进入模型, 通过参考 Proba-3 等任务中卫星平台的位姿控制精度^[27-28], 给定位姿控制偏差参数见表 2。

表 2 卫星平台位姿控制偏差参数

Tab. 2 Satellite platform pose control error parameters

偏差	幅值范围 (控制精度)	速度范围 (稳定度)
位置	$\leq 5 \text{ cm}$	$\leq 1 \text{ mm/s}$
姿态	$\leq 5''$	$\leq 1''/\text{s}$

分别给定卫星平台位姿控制偏差、载荷执行机构控制偏差、光路矢量图中各镜位置坐标与安装矩阵, 以卫星平台、快反镜、K 镜为分析对象, 结合 2.3 节几何计算方法, 逐段计算光矢的指向

与模长,得到 OPD 与 tip/tilt 对主要误差源的等效灵敏度,并据此形成静态指标分解结果,见表 3。

其中执行机构坐标轴均与对应卫星平台本体坐标保持一致。根据表 3 灵敏度与图 2 中各镜安装位置,为快反镜、K 镜的控制目标分配提供直接参考。

表 3 反映了主要误差源对共相指标的静态

影响关系,是后续控制目标分配的直接依据。由表 3 可知,卫星平台位置偏差主要引起 OPD 变化,姿态偏差主要引起 tip/tilt 变化;快反镜对指向偏差具有直接调节作用,K 镜对 OPD 具有直接调节作用。因此,后续控制目标分配并非对各误差源进行平均分配,而是依据误差灵敏度、执行机构功能及实际工程中的行程约束进行差异化分配。

表 3 共相控制指标分解表
Tab. 3 Co-phase control specification decomposition table

误差源			光程差/m	指向偏差/($^{\circ}$)
卫星平台偏差	相对位置	z 轴方向(5 cm)	5.999×10^{-2}	0
		y 轴方向(5 cm)	2.050×10^{-2}	0
		x 轴方向(5 cm)	1.421×10^{-13}	0
		三轴	8.050×10^{-2}	0
	集光器	z 轴方向(5 $''$)	3.130×10^{-8}	2.500×10^1
		y 轴方向(5 $''$)	2.167×10^{-6}	2.000×10^2
		x 轴方向(5 $''$)	4.640×10^{-3}	2.250×10^2
		三轴	4.642×10^{-3}	2.250×10^2
	姿态	z 轴方向(5 $''$)	1.661×10^{-8}	2.500×10^1
		y 轴方向(5 $''$)	8.887×10^{-11}	5.496×10^{-10}
		x 轴方向(5 $''$)	2.240×10^{-4}	2.500×10^1
		三轴	2.240×10^{-4}	2.500×10^1
	合束器	z 轴方向(5 $''$)	1.661×10^{-8}	2.500×10^1
		y 轴方向(5 $''$)	8.887×10^{-11}	5.496×10^{-10}
		x 轴方向(5 $''$)	2.240×10^{-4}	2.500×10^1
		三轴	2.240×10^{-4}	2.500×10^1
执行机构偏差	快反镜	x 轴方向(1 $''$)	2.011×10^{-4}	1.000×10^1
		y 轴方向(1 $''$)	2.992×10^{-9}	7.071
		两轴	2.011×10^{-4}	1.000×10^1
		x 轴方向(1 $''$)	4.606×10^{-6}	2.000
	精级	y 轴方向(1 $''$)	1.000×10^{-14}	1.414
		两轴	4.606×10^{-6}	1.414
	K 镜	粗级	1 μm	0
		精级	1 nm	0

4 控制策略与控制器设计

4.1 载荷核心执行机构模型

载荷共相控制的核心执行机构为快反镜与 K 镜,二者分别承担光轴指向偏差与光程差的补偿任务,根据控制精度要求分为粗级与精级,其动力学模型需结合驱动方式与工作特性分别构建。其中,快反镜运动模型如图 8 所示。

其中: $\boldsymbol{n}$, $\boldsymbol{x}$, $\boldsymbol{y}$ 分别表示法向量,两自由度对应的旋转轴, $\theta_{x/y}$, $\tau_{x/y}$ 分别代表两自由度对应的旋

转角度与力矩。

快反镜具有两个自由度,可绕本体坐标系 x , y 两轴对称偏转,可通过调节镜面法向量指向控制出射光路指向,其镜面法向量可通过旋转矩阵与初始安装矩阵计算:

$$\boldsymbol{n}=\boldsymbol{R}_{\text{M}}\cdot\boldsymbol{R}_x\cdot\boldsymbol{R}_y\cdot\boldsymbol{n}_0,$$
(10)

其中: $\boldsymbol{R}_x$, $\boldsymbol{R}_y$,为 x , y 两自由度对应旋转矩阵, $\boldsymbol{R}_{\text{M}}$ 为快反镜在集光器本体坐标系下的安装矩阵, $\boldsymbol{n}$ 为快反镜偏转后镜面法向量, $\boldsymbol{n}_0$ 为快反镜初始镜面法向量指向。空间中执行机构固定在各卫星

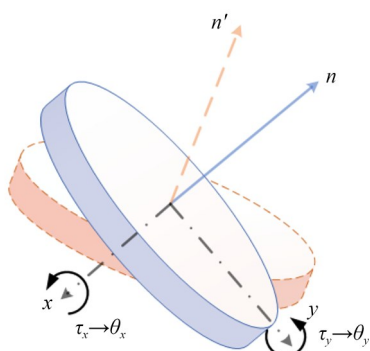


图8 快反镜示意图

Fig. 8 Fast-steering mirror diagram

平台中,因此旋转矩阵与坐标变换矩阵均在卫星平台本体坐标系下定义,以集光器内快反镜 M_3 为例,在集光器本体坐标系下,规定快反镜本体坐标系三轴 $z_{M_3}, y_{M_3}, x_{M_3}$ 初始指向与集光器本体坐标系三轴指向 z_J, y_J, x_J 完全相同, $z_{M_3}, y_{M_3}, x_{M_3}$ 三轴分别对应快反镜初始法向量 n_0, x, y 三轴指向,因此,根据图8,规定旋转顺序为先绕 x 轴旋转后绕 y 轴旋转,以快反镜在 x, y 两轴方向转角 θ_x, θ_y 为未知量,构建快反镜本体坐标系对应 x_{M_3}, y_{M_3} 两轴方向的旋转矩阵 R_x, R_y :

$$R_x(\theta_x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_x & -\sin \theta_x \\ 0 & \sin \theta_x & \cos \theta_x \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$R_y(\theta_y) = \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & \sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix}. \quad (12)$$

给定卫星平台本体坐标系下安装矩阵,参照式(10)构建方程,即可求解出快反镜的两自由度所需转角。

K镜粗精级的核心功能完全相同,如图9所示,光路经K镜反射后传播方向不发生改变,K镜可实现单自由度位移调节镜组间距,起到光学延迟线作用,进而补偿光程差,光程差调节量与镜面位移量可近似为线性关联:

$$\Delta \text{OPD} = \frac{\sqrt{2} d}{\sin\left(\frac{\pi}{4} + \theta\right)} \approx 2 \cdot d, \quad (13)$$

其中: ΔOPD 为光程差变化量,根据式(13),可针对待补偿的OPD数值,给出所需K镜单自由度的位移量。

快反镜的粗、精级单轴及K镜精级机构可简

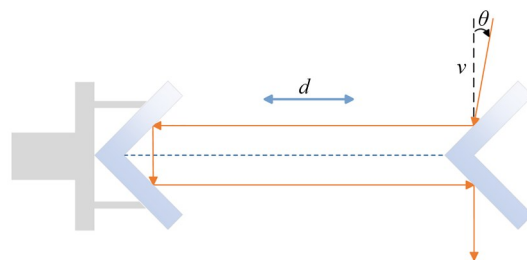


图9 K镜示意图

Fig. 9 K-mirror diagram

化为二阶质量—弹簧—阻尼系统,其动力学方程为

$$M\ddot{x} + c\dot{x} + kx = \tau, \quad (14)$$

其中: x 为状态量,即快反镜的单轴偏转角或精级K镜的位移量, M 表示快反镜等效转动惯量或精级K镜等效运动质量, c 为等效阻尼系数, k 表示快反镜单轴等效扭转刚度或精级K镜等效刚度, τ 表示快反镜的单轴驱动力矩或精级K镜驱动力。

粗级K镜用于补偿卫星平台位姿控制偏差引起的光程差,通过滚珠丝杠或直线电机等机构驱动,具有较大行程,其动力学模型可简化为刚体平移方程为

$$m\ddot{x} = F, \quad (15)$$

其中: x 为粗级K镜位移量, m 为粗级K镜等效运动质量, F 表示其驱动力。

4.2 控制目标分析与多级递阶控制策略设计

针对快反镜、K镜粗精两级构成的多级控制系统,最终共相精度的要求决定了快反镜、K镜的精级对应的稳态控制目标。式(13)表明,在指向控制偏差 θ 较小时,K镜位移量与OPD调节量之间可近似为2倍线性关系,因此,为实现10 nm量级OPD控制精度,K镜精级位移控制精度需达到5 nm量级,对应行程通常为10 μm 量级。用于调控光路最终指向的精级快反镜,可参照JWST等国际空间望远镜指向控制精度标准^[16-17],控制精度需达到0.01"量级,对应行程为10"量级。由于执行机构的精度与行程存在负相关性(高精度执行机构的行程通常较小),因此快反镜、K镜的粗级控制目标,需结合误差灵敏度与实际工程约束条件分配。

依据表3中共相指标对卫星平台与执行机构各自由度位姿偏差的灵敏度,首先确定粗级K镜

控制目标,粗级K镜需补偿卫星平台位姿控制偏差带来的cm量级OPD,同时保证控制残差不超过K镜精级行程,因此,参照工程中 μm 级分辨率、10 cm级行程的位移台参数,给定K镜粗级控制目标精度为 $\leq 1\ \mu\text{m}$ 。同理,根据表3可知,指向偏差对快反镜粗级单自由度1"量级的偏差灵敏度约为10,结合精级快反镜行程与灵敏度,粗级的控制目标被限制在1"量级,此外,在百米级的基线条件下,合束器的接收镜(图2中 M_4)尺寸有限,为保证完整接收光束,粗级快反镜对光束指向的控制精度可能降低,因此,保守给定粗级快反镜控制目标为指向控制残差不超过1",整体指标见表4。

表4 载荷控制目标

Tab. 4 Payload control objectives

控制对象/目标	补偿指向偏差	补偿光程差
快反镜粗级	$\leq 1''$	0
快反镜精级	$\leq 0.01''$	0
K镜粗级	0	$\leq 1\ \mu\text{m}$
K镜精级	0	$\leq 10\ \text{nm}$

实际工程中,由于执行机构行程受限,如果不同执行机构之间采用同步控制,在快反镜、K镜粗级收敛前,精级输入会超出行程。因此,为避免执行机构因输入超出行程导致的失效与能量损耗,可通过引入递阶控制策略解决共相控制的时序问题,根据图2中各层级执行机构位置与控制目标,系统控制流程见图10。

以卫星平台位姿控制偏差为初始输入,设计多级递阶控制策略。通过算法将解算的参考输入作为执行器输入,测量模块输出值作为反馈量,构成闭环控制回路,实现tip/tilt与OPD收敛。时序策略:先由快反镜粗级完成指向偏差的粗补偿,待其控制偏差收敛至目标范围后,快反镜精级启动精补偿;待快反镜精级控制偏差收敛至目标范围,K镜粗级开始进行光程差的粗补偿;同理,K镜精级最后启动精补偿;K镜精级启动后,所有执行机构保持同步控制,确保控制残差时刻满足精度要求。

上述控制目标分配方法并非唯一,采用优化方法或经验法,也可能得到不同的分配结果,但对于本文面对的实际工程问题,过多的限制条件

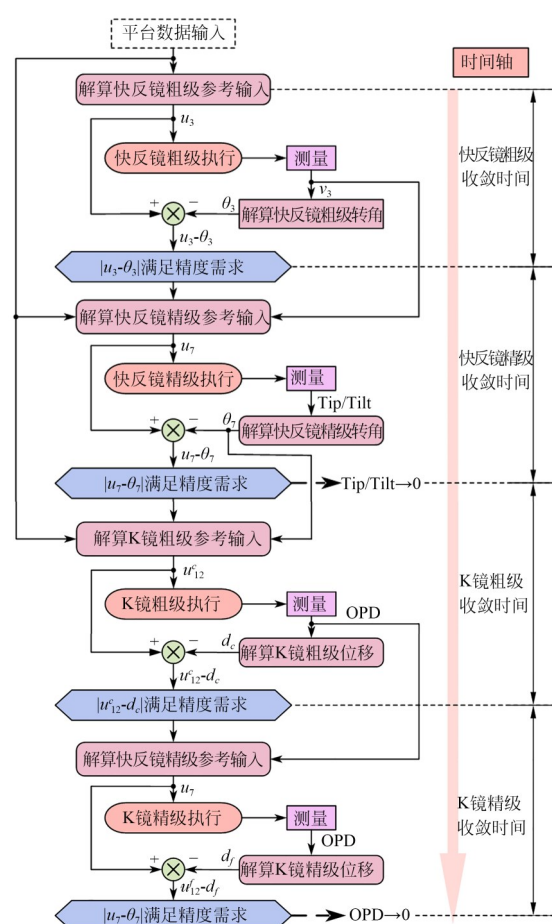


图10 多级控制系统计算流程图

Fig. 10 Multi-level control system calculation flow diagram

会让优化目标难以选择,单纯依靠经验法则缺少定量的数据支撑,因此本文结合误差灵敏度与实际工程约束条件给出一种合理的分配策略,能够保证递阶控制架构的合理性与工程适用性。

4.3 控制器设计

基于快反镜与K镜的动力学模型,根据图10中的计算流程,逐级采用PID控制律设计控制器:

$$\tau = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\xi) \cdot d\xi + K_d \dot{e}(t). \quad (16)$$

控制器传递函数可写为:

$$G_c(s) = \frac{\tau(s)}{e(s)} = K_p + K_i \frac{1}{s} + K_d s, \quad (17)$$

其中: τ 为执行机构驱动力/力矩, e 为期望执行机构作动量与实际执行机构作动量的偏差, K_p, K_i, K_d 为对应控制器比例、积分、微分控制参数。

参照式(14)执行机构动力学模型,其传递函

数可写为:

$$G_p(s) = \frac{x(s)}{\tau(s)} = \frac{1}{Ms^2 + cs + ks}, \quad (18)$$

其中: x 为执行机构作动量, τ 为执行机构驱动力, 控制器与执行机构串联并形成单位负反馈后, 参考输入 u 到执行机构作动量 x 的闭环传递函数为:

$$G(s) = \frac{x(s)}{u(s)} = \frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{Ms^3 + (c + K_d)s^2 + (k + K_p)s + K_i}, \quad (19)$$

其中: 执行机构作动量 x 为系统输出, u 为参照式(10)~式(13)计算得到的各级执行机构各自由度对应参考转角/位移。偏差 e 由式(20)计算, 至此系统整体形成闭环:

$$u - x = e. \quad (20)$$

将各执行机构的输出(各自由度转角/位移), 代入第二章共相指标的计算方法, 得到共相指标(tip/tilt, OPD)的收敛精度, 验证整体方案。

5 数值仿真与实验验证

5.1 仿真模型与工况设置

仿真所选用的执行机构参数均选取自当前空间科学任务中主流的压电陶瓷(PZT)作动器产品手册。本文未在仿真中直接引入噪声和动态误差频谱, 针对噪声, 后续研究可以引入基于滤波算法的高精度状态估计器, 能够有效抑制噪声干扰带来的精度误差。

仿真参数具体设置如表 5 所示, 包括执行机构(快反镜, K 镜)动力学参数: 刚度 k (N·m/rad, N/m)、阻尼系数 c (N·m⁻¹·s, N·m·rad⁻¹·s)、等效质量/转动惯量 M (kg, kg·m²) 与多轮仿真整定获得的 PID 控制器参数 K_p, K_i, K_d 。

表 5 仿真参数

Tab. 5 Simulation Parameters

控制对象	动力学参数 (k, c, M)	PID 参数 (K_p, K_i, K_d)
快反镜粗级	$1 \times 10^4, 200, 3$	$8 \times 10^6, 3 \times 10^8, 5 \times 10^3$
快反镜精级	$1 \times 10^4, 200, 3$	$8 \times 10^6, 3.5 \times 10^8, 5 \times 10^3$
K 镜粗级	$0, 0, 5$	$80, 0, 2 \times 10^4$
K 镜精级	$1.6 \times 10^4, 200, 3$	$4 \times 10^7, 6 \times 10^8, 1.5 \times 10^4$

根据误差传递链路, 以表 2 卫星平台位姿控制偏差及速度稳定度为输入, 通过数值求解非线性方程组计算各执行机构的参考输入: 快反镜为两自由度对应转角, K 镜为对应单自由度位移。采样时间根据执行机构传递函数与工程常用经验公式计算:

$$T_s = \frac{0.1}{f_{\max}}, \quad (21)$$

其中: $f_{\max} = \frac{\omega_{\max}}{2\pi}$, $\omega_{\max}$ 可通过系统最大特征值 $\lambda_{\max}$ 计算:

$$\lambda_{\max} = -\sigma \pm j\omega, \quad \omega_{\max} = \sqrt{\sigma^2 + \omega^2}, \quad (22)$$

根据系统传递函数计算 T_s 取值 2×10^{-5} s, 仿真总时间 0.2 s, 各级收敛时间设定为 0.04 s。

5.2 数值仿真结果与指标达成分析

根据上述执行机构动力学模型, 在 Python 环境下运行数值仿真模型, 系统整体以卫星平台位姿控制偏差作为输入, 并采用正弦形式模拟卫星平台位姿控制偏差的动态变化。参照表 2, 将位姿控制精度作为正弦输入幅值, 并通过速度稳定度约束正弦输入频率。载荷各执行机构动力学子系统以参考作动量为输入, 以实际作动量为输出, 最终通过几何模型计算得到系统共相指标 tip/tilt 与 OPD。仿真得到快反镜粗/精级、K 镜粗/精级、系统指向偏差 (tip/tilt) 与光程差 (OPD) 的动态收敛曲线。各执行机构动态响应曲线见图 11~图 14。

执行机构仿真结果表明, 在表 2 中卫星平台位姿控制偏差及速度稳定度条件下, 载荷执行机构的输出能够在行程内实现稳定跟踪参考输入,

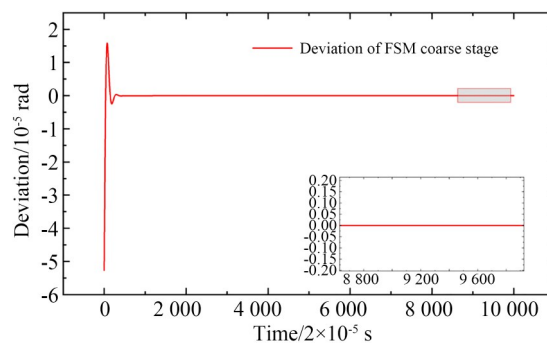


图 11 快反镜粗级 x 轴动态响应曲线

Fig. 11 Dynamic response curve of the FSM coarse stage along the x -axis

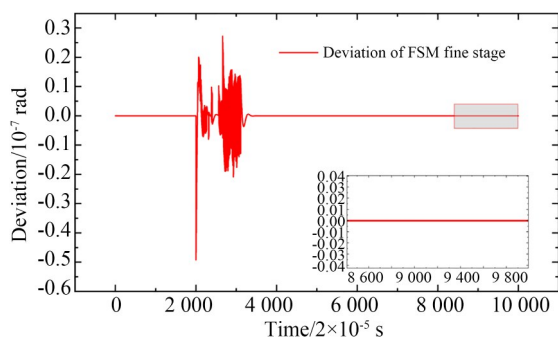
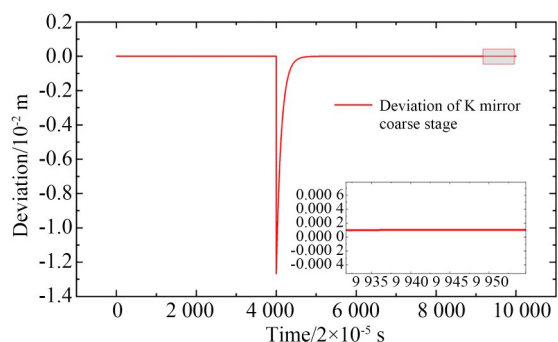
图 12 快反镜精级 x 轴动态响应曲线Fig. 12 Dynamic response curve of the FSM fine stage along the x -axis

图 13 K 镜粗级动态响应曲线

Fig. 13 Dynamic response curve of the K-mirror coarse stage

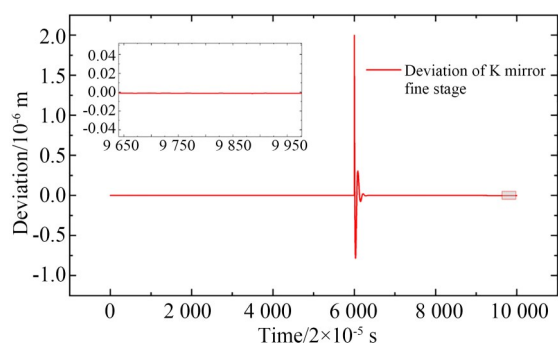


图 14 K 镜精级动态响应曲线

Fig. 14 Dynamic response curve of the K-mirror fine stage

共相指标 tip/tilt 与 OPD 动态响应曲线见图 15 和图 16。

共相指标 tip/tilt 与 OPD 仿真结果表明,在位置偏差 ≤ 5 cm、姿态偏差 $\leq 5''$ 、平动速度 ≤ 1 mm/s、转动速度 $\leq 1''/s$ 的卫星平台位姿控制偏差及速度稳定度条件下,本文设计的多级递阶控制方案可实现系统共相指标的快速、稳定收敛。

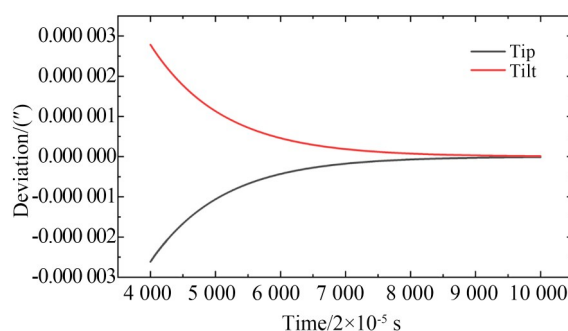


图 15 指向偏差 (tip/tilt) 动态响应曲线

Fig. 15 Dynamic response curve of pointing deviation (tip/tilt)

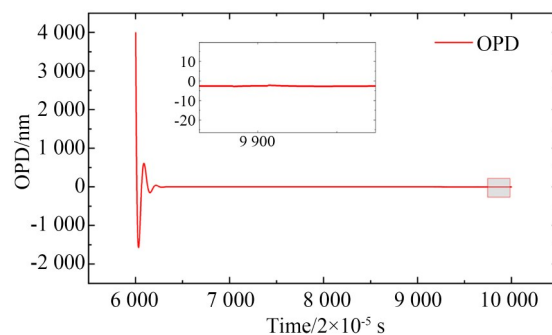


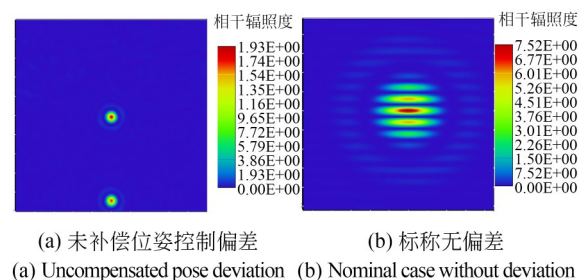
图 16 光程差 (OPD) 动态响应曲线

Fig. 16 Dynamic response curve of optical path difference (OPD)

最终指向偏差优于 $0.01''$ (约 4.85×10^{-8} rad), 光程差控制精度满足 10 nm 级共相控制要求。

结合 Zemax 光学模型,验证几何模型与多级控制系统的有效性。在图 1 所示构型中,按表 2 范围给定集光器位姿控制偏差,并与无偏差标称模型干涉效果对比,见图 17。

根据式 (10)~式 (13) 计算得到的参考输入 u ,并结合快反镜、K 镜动力学模型,得到数值仿



(a) 未补偿位姿控制偏差 (b) 标称无偏差
(a) Uncompensated pose deviation (b) Nominal case without deviation

图 17 仿真干涉条纹对比

Fig. 17 Comparison of simulated interference fringes

真收敛后对应的转角/位移量,将其代入 Zemax 模型中,得到控制后的干涉条纹,与无偏差条纹对比,见图 18。

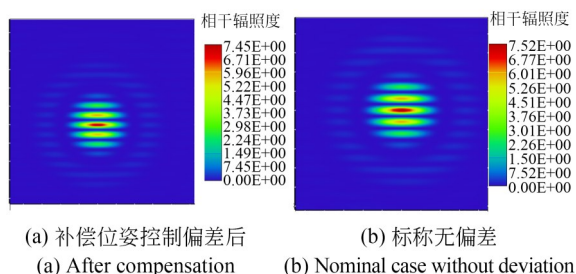


图 18 仿真干涉条纹对比

Fig. 18 Comparison of simulated interference fringes

Zemax 仿真结果表明,根据几何模型计算得到的参考输入,结合控制器收敛精度给出的转角/位移量,能够有效补偿卫星平台位姿控制偏差引起的大尺度几何共相误差,并且与无偏差标称干涉条纹对比,效果接近,验证了几何模型与控制策略的有效性。

5.3 缩比实验验证

为进一步验证本文几何模型的工程适用性,搭建缩比实验平台,对快反镜指向调节关系与 K 镜光程调节关系进行实验验证。利用现有光学元件模拟两臂光束在合束器内部的传播与合束过程,平台俯视角光路矢量图及对应实物图见图 19。

首先建立实验平台固定坐标系,以光源位置为坐标原点,根据平台中各光学元件的相对位置

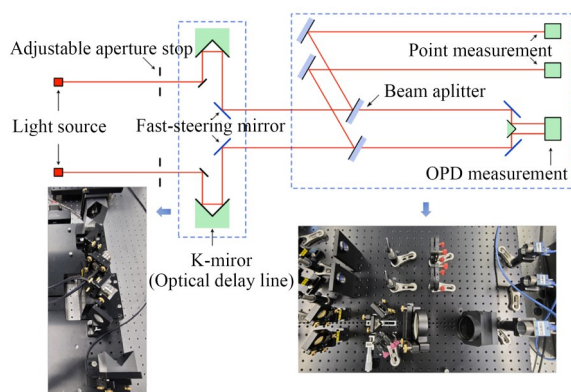


图 19 缩比实验光路矢量图与实物图

Fig. 19 Scaled experimental optical path vector and physical setup diagram

关系和安装姿态,建立缩比实验平台的光路矢量模型。参考第 2.3 节中的几何计算方法,分别构建快反镜两自由度偏转角与出射光束 tip/tilt 之间的映射关系,以及 K 镜单自由度位移量与光程差(OPD)变化量之间的映射关系。随后在快反镜和 K 镜的有效工作范围内选取若干采样点,分别计算各采样点对应的几何模型计算值,并与实验测量结果进行对比(为减小测量误差和环境扰动影响,每个采样点均进行多次测量,并取平均值作为实验测量结果)。

对于快反镜指向调节实验,tip/tilt 采用透镜—相机结构进行测量。光束指向发生变化时,聚焦光斑在相机焦平面上产生位移,因此可通过光斑质心像素偏移量解算指向角偏差,tip/tilt 计算式如下:

$$\text{tip} = \arctan\left(\frac{\Delta n_x p}{f}\right), \quad (23)$$

$$\text{tilt} = \arctan\left(\frac{\Delta n_y p}{f}\right), \quad (24)$$

其中: $\Delta n_x, \Delta n_y$ 分别为光斑质心在两个方向上的像素偏移量, p 为像元尺寸, f 为透镜焦距。

实验过程中,分别给定快反镜 x 轴, y 轴两自由度方向的转角输入,记录对应光斑像素偏移量,并根据式(23)和式(24)分别计算 tip 和 tilt。为便于在同一图中直观对比,对其中一个自由度的测量结果按符号约定取相反数,该处理不会改变转角与指向偏差之间的线性关系。几何模型计算值与实验测量值对比结果如图 20 所示。

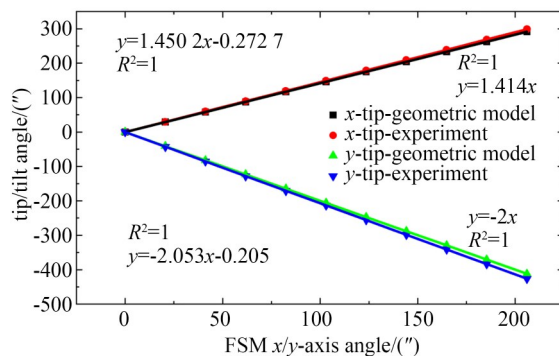


图 20 快反镜偏转引起 tip/tilt 变化几何模型计算与实验测量结果对比

Fig. 20 Comparison between geometric model calculation and experimental measurement of tip/tilt variations induced by FSM deflection

结果表明,快反镜偏转引起的 tip/tilt 变化与几何模型计算结果定量吻合较好,说明本文建立的几何反射模型能够有效描述快反镜对光轴指向的调节作用。

对于 K 镜光程调节实验,由于 OPD 无法直接测量,因此采用色散条纹传感器(Dispersed Fringe Sensor, DFS)相机采集干涉条纹,并通过条纹反演获得 OPD 数值。实验时,首先调整 K 镜位置,使 DFS 反演结果达到零光程差状态,并将该位置记为基准位置。随后以该基准位置为起点,控制 K 镜按固定步长进行单自由度位移,记录不同位移量下 DFS 反演得到的相对 OPD 变化量,并与几何模型计算结果进行对比,结果如图 21 所示。

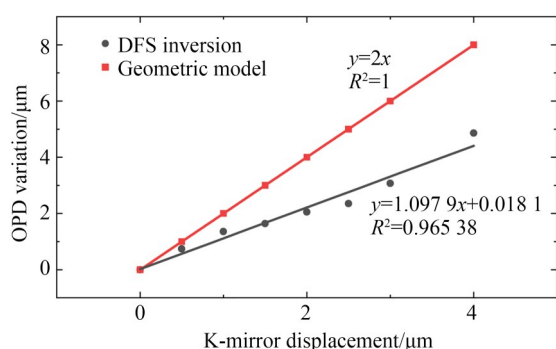


图 21 K 镜位移引起的 OPD 变化量几何模型计算与 DFS 反演结果对比

Fig. 21 Comparison between geometric model calculation and DFS-retrieved OPD variations induced by K-mirror displacement

可以看出,DFS 反演得到的 OPD 变化量随 K 镜位移呈现近似线性变化,说明 K 镜位移对光程差具有一阶线性调节作用,实验结果在线性关系上与几何模型预测一致。但由于该实验中的 OPD 为 DFS 反演量,实验斜率与理想几何模型比例系数存在一定偏差。该偏差主要来源于实验环境扰动、K 镜装调误差及 DFS 反演尺度标定误差等因素,而非 K 镜位移与 OPD 变化量线性关系失效。

综上,缩比实验结果表明,快反镜指向调节实验能够较好地验证几何模型中快反镜转角与

tip/tilt 之间的映射关系;K 镜光程调节实验能够验证 K 镜位移与 OPD 变化量之间的近似线性调节趋势,但其比例系数受实验环境与 DFS 反演过程中的多种因素影响,仍需结合更高精度的直接光程测量手段或标准位移标定实验进一步校准。因此,本文缩比实验主要用于验证几何模型对载荷执行机构调节趋势和映射关系的描述能力,而不作为 10 nm 级闭环控制精度的直接实验验证。

6 结 论

数值仿真结果表明,在卫星平台位置偏差 ≤ 5 cm、姿态偏差 $\leq 5^\circ$ 、平动速度 ≤ 1 mm/s、转动速度 $\leq 1^\circ/\text{s}$ 的工况下,依据本文指标分解结果构建的多级递阶控制方案可实现共相误差的稳定收敛,最终指向偏差和光程差控制精度分别达到 0.01° 与 10 nm 量级,验证了本文方法在百米级基线分布式干涉构型下的有效性。缩比实验结果进一步表明,快反镜指向调节关系与理论模型吻合较好,K 镜位移与 DFS 反演 OPD 变化量之间具有稳定线性趋势,从实验层面验证了载荷执行机构调节关系与几何模型预测的一致性。该方法可直接推广至多集光器的多孔径分布式光学干涉探测系统,每增加一个集光器,仅需在光路矢量计算过程中增加对应分支,其计算复杂度随孔径数量线性增长,不会带来过高计算负担。后续工作将结合物理光学仿真工具,从物理光学角度对其余共相误差分量进行定量评估,引入针对性的补偿执行机构,并建立更完善的误差合成模型。

作者贡献声明:

宫之凡:总体方案设计,论文构思与撰写;

侯一冰:光学系统设计;

殷恺琳:算法设计指导,仿真指导;

曲直、霍卓玺:总体方案指导,论文审核编辑;

荆鑫、侯森浩:动力学模型设计;

李岩:论文结构优化与格式规范。

参考文献:

- [1] MENZEL M, PARRISH K, FEINBERG L, *et al.* Lessons learned from systems engineering on the James Webb Space Telescope[J]. *Journal of Astronomical Telescopes, Instruments, and Systems*, 2024, 10(1): 011208.
- [2] LINDENSMITH C A. Terrestrial Planet Finder: technology development plans[J]. *Optical, Infrared, and Millimeter Space Telescopes*, 2004, 5487: 1226.
- [3] KARLSSON A, D'ARCIO L, DEN HARTOG R, *et al.* Darwin: a mission overview[J]. *Space Telescopes and Instrumentation I: Optical, Infrared, and Millimeter*, 2006, 6265: 62651O.
- [4] GLAUSER A M, QUANZ S P, HANSEN J, *et al.* The Large Interferometer for Exoplanets (LIFE): A Space Mission for Mid-infrared Nulling Interferometry[C]. *Optical and Infrared Interferometry and Imaging IX*. June 17-22, 2024. Yokohama, Japan. SPIE, 2024, 13095: 354-374.
- [5] 王小勇, 张家福, 李凌, 等. 天基分布式光学合成孔径技术[J]. *空间科学学报*, 2024, 44(2): 356-367.
WANG X Y, ZHANG J F, LI L, *et al.* Space-based distributed optical synthetic aperture techniques[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2024, 44(2): 356-367. (in Chinese)
- [6] WANG W Y, AN Q C, WU X X. Wavefront coherence stabilization for large segmented telescope: measurement and control[J]. *Photonics*, 2026, 13(4): 360.
- [7] WANG Y F, ZHAO F Y, LUO L B, *et al.* A review on recent advances in signal processing in interferometry[J]. *Sensors*, 2025, 25(16): 5013.
- [8] ZHANG Y, AN Q C, YANG M, *et al.* A review of wavefront sensing and control based on data-driven methods[J]. *Aerospace*, 2025, 12(5): 399.
- [9] FU L H, LIU S T. *Synthetic Aperture Imaging* [M]. Computational Optical Imaging. Singapore: Springer Nature Singapore, 2024: 337-365.
- [10] ZHANG Y F, XIAN H. Coarse co-phasing method based on slope of visibility-enhanced dispersed fringe pattern for segmented telescope[J]. *Optics Communications*, 2020, 459: 124998.
- [11] COURTNEY-BARRER B, WOILLEZ J, LAUGIER R, *et al.* Towards a better understanding of OPD contributors for higher sensitivity and contrast at the VLT[C]. *Optical and Infrared Interferometry and Imaging VIII*. July 17-23, 2022. Montréal, Canada. SPIE, 2022: 84.
- [12] GONÇALVES N. *Noncentral Catadioptric Systems with Quadric Mirrors: Geometry and Calibration* [D]. University of Coimbra, Portugal, 2008.
- [13] YILDIRIM M, DINC N U, OGUZ I, *et al.* Non-linear processing with linear optics[J]. *Nature Photonics*, 2024, 18(10): 1076-1082.
- [14] CHEN S Q, LI Y H, WANG Y T, *et al.* Optical generative models[J]. *Nature*, 2025, 644(8078): 903-911.
- [15] MARCHESE M M, KOK P. Large baseline optical imaging assisted by single photons and linear quantum optics [J]. *Physical Review Letters*, 2023, 130(16): 160801.
- [16] HOWARD J M. Optical modeling activities for the James Webb Space Telescope (JWST) project: I. The linear optical model [J]. *Optical Modeling and Performance Predictions*, 2004, 5178: 82.
- [17] HOWARD J M, HA K. Optical modeling activities for the James Webb Space Telescope (JWST) project: II. Determining image motion and wavefront error over an extended field of view with a segmented optical system [J]. *Optical, Infrared, and Millimeter Space Telescopes*, 2004, 5487: 850.
- [18] MENZEL M, DAVIS M, PARRISH K, *et al.* The design, verification, and performance of the James Webb space telescope [J]. *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*, 2023, 135(1047): 058002.
- [19] MESAROVIC M D. Multilevel systems and concepts in process control [J]. *Proceedings of the IEEE*, 1970, 58(1): 111-125.
- [20] EROFEEVA V, GRANICHIN O, AVROS R, *et al.* Multilevel modeling and control of dynamic systems[J]. *Scientific Reports*, 2024, 14: 27903.
- [21] ABDEL WAHAB O, MOURAD A, OTROK H, *et al.* Federated machine learning: survey, multi-level classification, desirable criteria and future directions in communication and networking systems[J]. *IEEE Communications Surveys & Tutorials*, 2021, 23(2): 1342-1397.
- [22] MAHMOUD M S. Multilevel systems control and applications: a survey [J]. *IEEE Transactions on*

- Systems, Man, and Cybernetics*, 1977, 7 (3): 125-143.
- [23] IORDACHE O. Modeling Multi-Level Systems [M]. Berlin, Heidelberg: Springer, 2011.
- [24] 许博谦, 鞠国浩, 高雁, 等. 拼接式空间望远镜大范围高精度自动化共相调校[J]. 光学精密工程, 2025, 33(9): 1353-1364.
- XU B Q, JU G H, GAO Y, *et al.* Automated co-phasing alignment for large-scale high-precision in segmented space telescopes [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2025, 33(9): 1353-1364. (in Chinese)
- [25] 李斌, 刘燕德, 谢锋云. 拼接镜新型粗共相检测方法[J]. 光学精密工程, 2018, 26(11): 2647-2653.
- LI B, LIU Y D, XIE F Y. Coarse co-phasing detection of segmented mirrors [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2018, 26(11): 2647-2653. (in Chinese)
- [26] 李林, 袁利, 王立, 等. 从哈勃太空望远镜剖析微振动对高性能航天器指向测量与控制系统的影
- 响[J]. 光学精密工程, 2020, 28(11): 2478-2487.
- LI L, YUAN L, WANG L, *et al.* Influence of micro vibration on measurement and pointing control system of high-performance spacecraft from Hubble Space Telescope [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2020, 28(11): 2478-2487. (in Chinese)
- [27] TIRAPLEGUI S, SERRANO D, PENIN L F, *et al.* Proba-3: Challenges and Needs for Sub-millimetre Autonomous Formation Flying [C]. Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS), Madrid, Spain, 2019: 1-4.
- [28] D'AMICO S, ARDAENS J S, LARSSON R. Spaceborne autonomous formation-flying experiment on the PRISMA mission [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(3): 834-850.

作者简介:



宫之凡(2002—),男,辽宁锦州人,学士,2024年于哈尔滨工业大学(深圳)获得学士学位,现为中国运载火箭技术研究院硕士研究生,主要从事航空宇航科学与技术(控制)方向研究。E-mail: 13841650930@163.com

通讯作者:



殷恺琳(1995—),女,四川成都人,博士,2017年获得南京航空航天大学、乌克兰国立航空航天大学学士学位,2023年获清华大学博士学位,现就职于中国航天科技体系与创新研究院"觅音"计划团队,主要从事系统辨识、网络化系统的分析与综合、空间分布式探测等方面研究。E-mail: yin-kl17@tsinghua.org.cn