

激光与光电子学进展

面向下一代低低跟踪重力测量的星间激光干涉测距系统误差分析

焦仲科*, 王登峰, 姚鑫, 任帅, 刘玄, 王国永, 钟兴旺

中国航天科技集团有限公司第五研究院西安分院卫星导航与星间链路技术研究所, 陕西 西安 710100

摘要 星间激光干涉测距系统是下一代低低跟踪重力测量卫星的核心载荷, 要求实现纳米级位移测量精度。针对此要求, 设计了一种具有锁相应答转发体制的激光干涉测距系统, 依据系统组成与工作原理推导系统测量原理、频率传递关系, 顶层剖析分解激光干涉测距系统中的测量误差项, 对各误差项建立预算模型, 并进行合理的数值计算, 总体实现优于 $7.5 \text{ nm/Hz}^{1/2}@0.1 \text{ Hz}$ (0.1 Hz 为傅里叶频点) 的星间距离变化测量精度, 满足下一代低低跟踪重力场高精度反演对星间激光干涉测距系统的测距需求。

关键词 测量; 激光; 干涉; 测距; 误差

中图分类号 O439 文献标志码 A

doi: 10.3788/LOP202158.2112001

Error Analysis of Intersatellite Laser Interferometric Ranging System for Next Generation Low-Low Tracking Gravimetry

Jiao Zhongke*, Wang Dengfeng, Yao Xin, Ren Shuai, Liu Xuan, Wang Guoyong, Zhong Xingwang

Institute of Satellite Navigation and Inter Satellite Link Technology, China Academy of Space Technology (Xi'an), China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an, Shaanxi 710100, China

Abstract The intersatellite laser interferometric range measurement system is the core load of the next generation low-low tracking gravity measurement satellites. This system requires measurement accuracy of interstar distance change to the extent of a nanoscale. Considering this request, a laser interferometric ranging system with a corresponding answer-and-forward system is designed. The system measurement principle and frequency transmission relationship are deduced according to the system composition and the working principle. The measurement error items in the laser interferometric range measurement system are decomposed at the top-level analysis. The mathematical evaluation model is established for each error item, and numerical analysis is conducted. According to the laser interferometric range measurement system, the interstar distance change measurement accuracy greater than $7.5 \text{ nm/Hz}^{1/2}@0.1 \text{ Hz}$ (0.1 Hz is Fourier frequency point) is finally realized, to meet the requirements of the next generation low-low tracking gravity field high-precision inversion for intersatellite laser interferometric ranging system.

Key words measurement; laser; interference; ranging; error

OCIS codes 120.3180; 120.4820; 120.5050

收稿日期: 2021-02-05; 修回日期: 2021-03-03; 录用日期: 2021-03-10

基金项目: 国家自然科学基金(61627817)

通信作者: *jiaozhongke2008@163.com

1 引言

地球重力场反映了地球表层、内部密度的分布,决定了大地水准面的起伏、变化,是地球基础物理场之一,也是国家重要的战略资源^[1-2]。在大地测量学、地球物理学、地震学、海洋学、地质学、空间科学、国防建设等方面,高精度、高时空分辨率的静态地球重力场和时变地球重力场具有重要的应用价值与发展前景^[3-4]。

基于低低跟踪重力测量卫星的观测模式, Gravity Recovery and Climate Experiment (GRACE) 卫星的星间距离变化观测值是获取地球重力场模型的主要数据来源。国内外研究成果表明,在重力场反演模型中,星间位移的测量精度是决定地球重力场反演精度的主要因素。通过提高星间距离变化的测量精度,可进一步提升地球重力场的反演精度^[5-6]。与基于微波测距技术的第一代重力场卫星相比,星间激光干涉测距技术是未来提高星间距离

变化测量精度的关键手段^[7-8]。搭载星间激光干涉测距系统的下一代重力测量卫星,不仅可获得更高频率的静态重力场信息和时变重力场信息,弥补全球重力场探测周期长的技术短板,而且可将地球静态重力场反演精度提升 1~2 个量级,在空间分辨率为 100 km 时的探测精度达 1~2 mGal (1 mGal=0.001 cm/s²)^[9-10]。

基于下一代低低跟踪重力场反演的应用需求,本文设计了一种星间激光干涉测距系统,对测距误差进行顶层分解、数学建模及数值分析,为星间激光干涉测距系统载荷的设计、工程实现提供理论指导和技术支撑。

2 星间激光干涉测距系统

基于下一代低低跟踪重力测量卫星,星间激光干涉测距系统由 A/B 两个子系统组成,分别搭载于轨道高度约 500 km、星间距离约 300 km 的卫星平台上,系统组成和工作原理如图 1 所示。

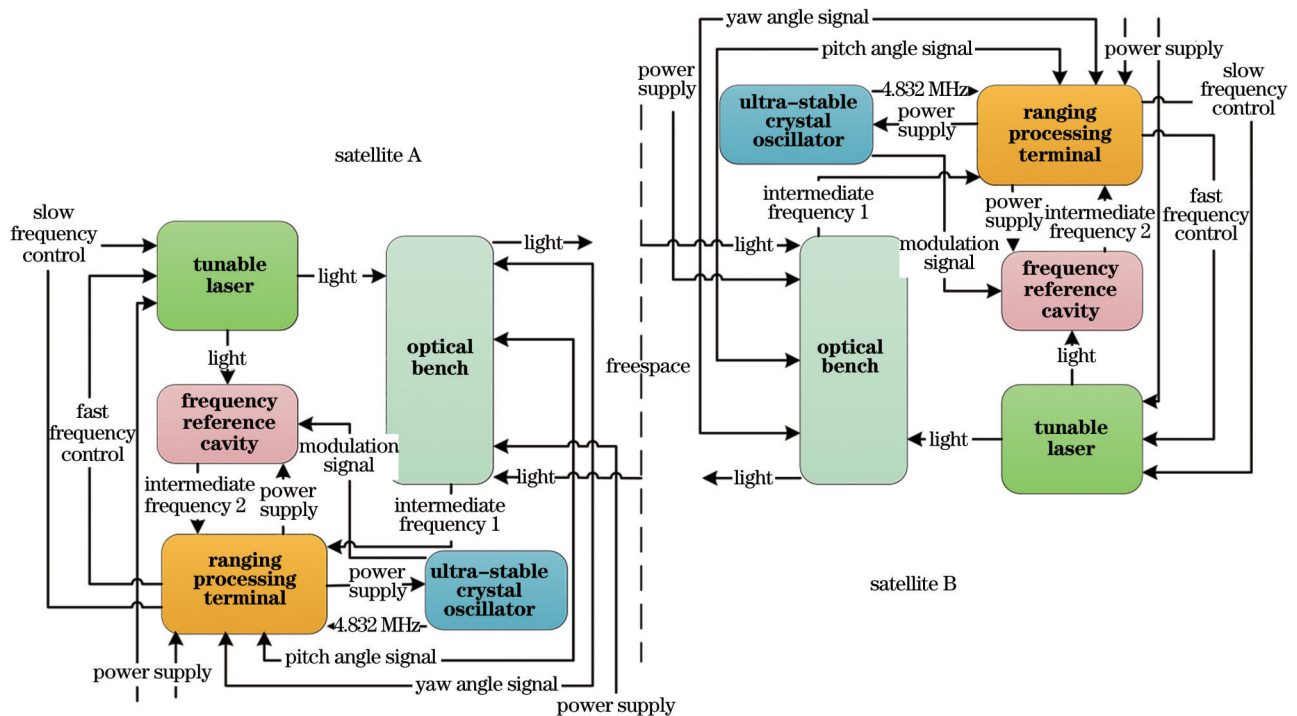


图 1 星间激光干涉测距系统组成及工作原理

Fig. 1 Composition and working principle of an intersatellite laser interferometric ranging system

基于锁相应答转发的激光干涉测距体制,设计星间激光干涉测距系统,A/B 星测距系统采用对称式设计,搭载设备完全一致,互为备份,由可调谐连续激光器、超稳晶振、超稳频率参考腔、光学干涉组件、测距处理终端等组成。

在轨运行时,选择 A 星为主动测距支路,B 星为被动测距支路。工作原理为:A 星向 B 星发射超稳激光,经过一个星间多普勒效应,B 星接收 A 星发射的激光信号;在 B 星上,通过 B 星的相位测量模块、可调谐激光器频率控制模块,B 星发射激光的频率

以固定的频率偏差锁定在接收的激光频率上,且相位保持一致;B星的发射激光经一个星间多普勒效应被A星接收,与A星本地的超稳激光信号进行外差干涉,干涉信号包含两个星间多普勒信息和固定偏频信息,经光电转换、信号放大、模数转换、相位检测、角度检测等模块,输出相位测量值,经数据处理,得到双星间距离变化的测量值;同时,基于波前差分探测技术得到双星发射激光的光束夹角,将该值闭环反馈至光学干涉组件中的星间指向控制模块,最终实现星间高精度指向跟踪及测量。

星间激光干涉测距系统正常工作时,载波频率的变化过程如下:主星发射激光频率为 f_1 ,到达从星入口时叠加了星间多普勒 f_D ,从而变成 $f_1 + f_D$ ^[11],与从星本地激光干涉,生成混频信号 $f_{off} + f_{error}$, f_{off} 为固定频率偏差, f_{error} 为跟踪误差;该跟踪信号经信号处理模块处理后反馈至从激光器,控制从激光器,实时调谐频率,以 $f_1 + f_D + f_{off}$ 频率稳定输出。星间距离变化的测量原理如图2所示^[12]。

图2中, t 为标称测量时刻, Δt_i 为实际测量时刻与标称测量时刻的差值,则主星测量时刻为 $t_1 = t + \Delta t_1$,

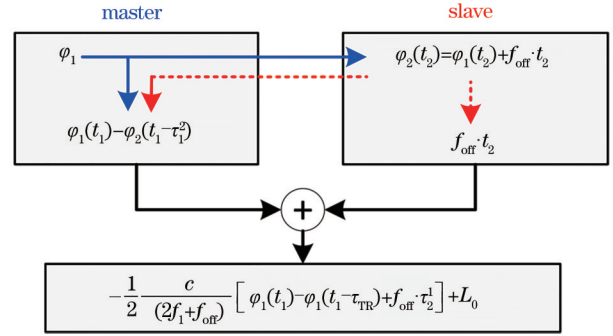


图2 星间激光干涉测距系统测量原理示意图
Fig. 2 Schematic of the measurement principle of an intersatellite laser interferometric ranging system

从星测量时刻为 $t_2 = t + \Delta t_2$; τ_1^2 表示主星至从星的传输时延, τ_2^1 表示从星至主星的传输时延, $\tau_{TR} = \tau_1^2 + \tau_2^1$; f_{off} 为超稳晶振产生的固定外差偏频,标称值为10 MHz; t 时刻,主星发射信号的相位为 $\varphi_1(t)$,从星发射信号的相位为 $\varphi_2(t)$,主星接收信号的相位为 $\varphi^2(t)$,从星接收信号的相位为 $\varphi^1(t)$,星间初始距离为 L_{00} 。

依据星间激光干涉测距系统的测量原理,得到主星 t_1 时刻的相位测量值、从星 t_2 时刻的相位测量值,分别为

$$\begin{aligned} \phi(t_1) &= \varphi_1(t_1) - \varphi^2(t_1) = \varphi_1(t + \Delta t_1) - \varphi^2(t + \Delta t_1) = \varphi_1(t + \Delta t_1) - [\varphi_1(t + \Delta t_1 - \tau_{TR}) + 2\pi f_{off}(t + \Delta t_1 - \tau_2^1)], \quad (1) \\ \phi(t_2) &= 2\pi f_{off}(t + \Delta t_2). \quad (2) \end{aligned}$$

将主星、从星的相位测量值同时下传地面,对(1)、(2)式进行联合处理,消除不含距离信息的固定偏频项,得到星间激光干涉测距系统的相位测量值 φ_{sys} ,表达式为

$$\varphi_{sys} = \phi(t_1) + \phi(t_2) = \varphi_1(t + \Delta t_1) - \varphi_1(t + \Delta t_1 - \tau_{TR}) - 2\pi f_{off}(t + \Delta t_1 - \tau_2^1) + 2\pi f_{off}(t + \Delta t_2). \quad (3)$$

进一步简化(3)式,可得

$$\varphi_{sys} = \varphi_1(t + \Delta t_1) - \varphi_1(t + \Delta t_1 - \tau_{TR}) + 2\pi f_{off} \cdot \tau_2^1 - 2\pi f_{off}(\Delta t_2 - \Delta t_1). \quad (4)$$

星间距离变化的相关信息直接包含在(4)式中,对该相位测量值中的各项进行分析分解。

$$\varphi_1(t + \Delta t_1) \approx \bar{\varphi}_1(t + \Delta t_1) + \delta\varphi_1(t + \Delta t_1) = \bar{\varphi}_1(t) + 2\pi f_1 \cdot \Delta t_1 + \delta\varphi_1(t) + \delta f_1 \cdot 2\pi \Delta t_1, \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \varphi_1(t + \Delta t_1 - \tau_{TR}) &\approx \bar{\varphi}_1(t + \Delta t_1 - \tau_{TR}) + \delta\varphi_1(t + \Delta t_1 - \tau_{TR}) = \\ &\bar{\varphi}_1(t) + 2\pi f_1 \cdot \Delta t_1 - 2\pi f_1 \cdot \tau_{TR} + \delta\varphi_1(t) + \delta f_1 \cdot 2\pi \Delta t_1 - \delta f_1 \cdot 2\pi \tau_{TR}. \quad (6) \end{aligned}$$

将(5)、(6)式代入(4)式,得到

$$\varphi_{sys} = 2\pi f_1 \cdot \tau_{TR} + \delta f_1 \cdot 2\pi \tau_{TR} + 2\pi f_{off} \cdot \tau_2^1 - 2\pi f_{off}(\Delta t_2 - \Delta t_1). \quad (7)$$

根据星间激光的频率传递关系^[12],得到

$$\varphi_{sys} = -4\pi \left(\frac{1}{\lambda} + \frac{f_{off}}{2c} \right) [\rho(t) - \rho(t_0)], \quad (8)$$

式中: $\rho(t)$ 为 t 时刻星间距离。从而得到星间距离测量值的表达式,

$$\begin{aligned} L_{sys} &= -\frac{1}{2} \frac{c}{(2f_1 + f_{off})} \cdot (f_1 \cdot \tau_{TR} + f_{off} \cdot \tau_2^1 + \delta f_1 \cdot \tau_{TR} - f_{off}(\Delta t_2 - \Delta t_1)) + L_0 = \\ &-\frac{1}{2} \frac{c}{(2f_1 + f_{off})} \cdot \left(\underbrace{f_1 \cdot \tau_{TR} + f_{off} \cdot \tau_2^1}_1 + \underbrace{\delta f_1 \cdot \tau_{TR}}_2 + \underbrace{\delta f_{off} \cdot \tau_2^1}_3 - \underbrace{f_{off}(\Delta t_2 - \Delta t_1)}_4 \right) + L_0. \quad (9) \end{aligned}$$

3 测距误差分析

由(9)式可知,系统测量体制引入的误差项有激光源频率噪声、外差频率噪声、双星时标误差;同时全面考虑测距系统的工程实现、在轨工作状态,系统的测距误差还应包括光学组件噪声、激光源强度噪声、星间激光指向噪声、信号测量噪声及相位测量噪声。激光干涉测距系统将搭载于两颗极轨卫星上,存在周期性(轨道周期)的卫星平台抖动、工作环境变化,具有一定的规律性,由此引入的测量误差属于系统误差。对于信号的测量、数据处理等引入的误差,并无周期性规律,依此对误差项进行初步分类,激光源频率噪声、双星时标误差、外差频率噪声、激光源强度噪声、信号测量噪声、相位测量噪声属于随机误差,光学组件噪声、激光指向噪声属于系统噪声。为保障系统测量精度,一方面系统设计时要充分考虑设计余量;另一方面各项误差项评估时要考虑误差的最大包络。

3.1 激光源频率噪声

激光源输出的激光信号是激光干涉测距系统中的被测对象。理想情况下,激光源输出的频率恒定,相位噪声为零,实际情况中,激光器的频率并不稳定,导致接收端接收到的信号频率变化量中混入了激光源频率抖动,从而给激光干涉测距系统的星间距离测量值引入误差。基于下一代低低跟踪重力测量卫星激光干涉测距系统,根据(9)式可得到激光器频率噪声引起的单向测距误差 \tilde{L}_{las} ,表达式为

$$\tilde{L}_{\text{las}} = \frac{1}{2} \frac{\delta f_1}{(2f_1 + f_{\text{off}})} c\tau_{\text{TR}} \quad (10)$$

假设单向星间距离为 300 km,激光波长为 1064 nm,外差标准频率 f_{off} 为 10 MHz,激光源频率噪声小于 10 Hz/Hz^{1/2}@0.1 Hz(0.1 Hz 为傅里叶频点),则引入的单向测距误差为 5.3 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.2 双星时标误差

由(9)式分析可知,主星相位测量值中不仅包含星间距离的相位信息,而且含有固定频偏引入的非星间距离相位信息,在地面处理过程中,需通过主从星相位融合处理有效消除非星间距离相位。实际工程中,双星采样时刻不能绝对同步,即存在双星时标同步误差,该误差直接影响星间距离的测量,引入的单向测距误差 \tilde{L}_{time} 的表达式为

$$\tilde{L}_{\text{time}} = \frac{1}{2} \frac{c}{(2f_1 + f_{\text{off}})} f_{\text{off}} (\Delta t_2 - \Delta t_1) \quad (11)$$

目前,基于 GPS 的星间精密差分技术可实现高

精度的双星时标同步,精度可达 0.1 ns,则引入的单向测距误差为 0.3 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.3 外差频率噪声

星间激光干涉测距系统采用外差干涉方法,外差标准频率 f_{off} 由超稳晶振生成,由(10)式可知,从星的发射激光包含外差频率信息,在传递的过程中,外差频率噪声直接影响单向星间距离的测量,由此引入的单向距离测量误差 \tilde{L}_{off} 的表达式为

$$\tilde{L}_{\text{off}} = \frac{1}{2} \frac{\delta f_{\text{off}}}{(2f_1 + f_{\text{off}})} c\tau_{\frac{1}{2}} \quad (12)$$

由于外差频率稳定度可达 2×10^{-13} @10 s,可得 $\delta f_{\text{off}} = \frac{2 \times 10^{-13}}{\sqrt{2 \ln 2} \sqrt{0.1}} f_{\text{off}}$,因此外差频率噪声引入的单向测距误差为 1.4×10^{-6} nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.4 激光源强度噪声

对于外差式激光干涉系统,其相位测量同时受到激光功率的影响,激光电源稳定性等会引起激光功率的变化,激光源强度噪声引入的单向测距误差为 \tilde{L}_{RIN} ,表达式^[13]为

$$\tilde{L}_{\text{RIN}} = \frac{\lambda}{2\pi} \sqrt{\frac{P_1}{P_2}} N_{\text{RIN}} \quad (13)$$

式中: N_{RIN} 为相对强度噪声。在该系统中,激光源的发射功率为 2.5 mW,相对强度噪声为 3×10^{-6} Hz^{-1/2}。将发射光束分为两束,一束激光作为本地参考,功率 P_1 取 0.1 mW,另一束发射激光功率为 2.3 mW,经 300 km 的空间损耗,激光传输至对方卫星,预算对方卫星接收的弱光功率 P_2 为 10 nW。由窄带高灵敏度的四象限探测器进行外差式弱光干涉探测,则激光源强度噪声引入的单向测距误差为 1.4×10^{-6} nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.5 信号测量噪声

信号测量分为光电转换和电信号测量两部分,光电转换过程会引入散粒噪声、光子噪声,电信号测量过程会引入参考源频率稳定度噪声、模数转换噪声、锁相环噪声。信号测量噪声进入后端相位测量系统,引入单向距离测量误差。

3.5.1 激光光子散粒噪声

光子量子特性引入散粒噪声,产生的单向距离测量误差 \tilde{L}_{quan} 为

$$\tilde{L}_{\text{quan}} = \frac{\lambda}{2\pi} \sqrt{\frac{hc}{\lambda P}} \quad (14)$$

式中: h 为普朗克常数; P 为入射光电探测器的弱光功率,约 10 nW。则激光光子散粒噪声引入的单向测距误差为 7.3×10^{-4} nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz,可忽略不计。

3.5.2 探测器热噪声及散粒噪声

光电转换过程引入的基本噪声由电阻的热噪声和光电流的散粒噪声构成。设光电二级管的响应度为 ρ , 射入到光敏面上的主从激光的光功率分别为 P_1 和 P_2 , 通过光电二极管进行混频, 得到电压信号, 含直流电压和交流电压两部分, 其中距离信息包含在交流信号中。交流信号的表达式为

$$u(t) = R\rho\sqrt{P_1P_2}\cos(2\pi f_{\text{off}}t + \Delta\varphi)。 \quad (15)$$

探测器热噪声及探测器散粒噪声引入的单向测距误差分别为 \bar{L}_{QT} 及 \bar{L}_{QS} , 表达式分别为

$$\bar{L}_{\text{QT}} = \frac{kTR}{R^2\rho^2P_1P_2}, \quad (16)$$

$$\bar{L}_{\text{QS}} = \frac{[2e\rho(P_1 + P_2)]R}{R^2\rho^2P_1P_2}, \quad (17)$$

式中: k 为波尔兹曼常数; T 为热力学温度, 取 300 K; R 为电阻, 取 10 k Ω ; ρ 为光电探测器的响应度, 取 0.8 A/W; P_1 为主星的本振功率, 取 0.1 mW, P_2 为主星接收的弱光功率, 取 10 nW。探测器热噪声及探测器散粒噪声引入的单向测距误差分别为 $\bar{L}_{\text{QT}}=6.5 \times 10^{-4}$ nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz 及 $\bar{L}_{\text{QS}}=4 \times 10^{-6}$ nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz, 均可忽略不计。

3.5.3 探测器非线性噪声

对不同频率的光信号, 探测器具有不同的响应度。在本系统中, 激光源相位噪声、卫星运动产生的多普勒频移均会导致进入光电探测器光信号的频率发生变化, 称探测器的非线性误差。非线性误差引入的单向测距误差 \bar{L}_{QNL} 的表达式为

$$\bar{L}_{\text{QNL}} = \frac{\lambda}{2\pi} \sqrt{\delta f_1^2 + \delta f_D^2} \cdot \phi_{\text{LF}}。 \quad (18)$$

设激光器的频率稳定度为 δf_1 , 多普勒频移的频率稳定度为 δf_D , 探测器频率响应度系数为 ϕ_{LF} , 其中 δf_D 为 1 kHz/Hz^{1/2}, ϕ_{LF} 为 2×10^{-7} rad/Hz^{1/2}, 得到探测器非线性误差引入的单向测距误差 \bar{L}_{QNL} 为 3.4×10^{-2} nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.5.4 模数转换噪声

光电探测器输出的中频信号经模数转换器、信号放大之后输出, 数据传输至数字信号处理器。在该过程中, 模数转换的量化位数和采样率均会引入相位误差, 产生单向测距误差 \bar{L}_{ADC} , 表达式为

$$\bar{L}_{\text{ADC}} = \frac{\lambda}{2\pi} \cdot \frac{2^{-B}}{\sqrt{6f_s}}, \quad (19)$$

式中: B 表示有效采样位数, 取 8 位; f_s 为采样率, 设为 58 MHz。则模数转换噪声引入的单向测距误差

为 3.5×10^{-5} nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.5.5 采样时刻抖动噪声

在实际的模数转换(ADC)过程中, 时钟和芯片本身的孔径抖动都会引入采样时刻抖动噪声, 设计时尽量保证时钟引脚到每个 ADC 的时钟管脚的布线长度相同, 另外如有需要, 可以使用差分时钟输入, 减小电路布线对采样时间间隔的干扰。采样时刻抖动噪声引入的单向距离测量误差为 \bar{L}_{jitter} , 表达式为

$$\begin{cases} \bar{L}_{\text{jitter}} = \frac{\lambda}{2\pi} \cdot f_{\text{IF}} \cdot \sqrt{t_{\text{AD, jitter}}^2 + t_{\text{clock, jitter}}^2} \\ t_{\text{clock, jitter}} = \frac{1}{f\sqrt{2\ln 2f}} \sigma_{\text{USO}} \end{cases}, \quad (20)$$

式中: f_{IF} 为中频接收信号的频率, 取 20 MHz; f 为傅里叶频率; $t_{\text{AD, jitter}}$ 为 AD(模数转换器件)孔径抖动, 取 5 ps; $t_{\text{clock, jitter}}$ 为采样时钟相位噪声引入的抖动。则采样时刻抖动噪声引入的单向距离测量误差为 2.5×10^{-3} nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

综上, 信号测量噪声的主要来源有激光光子散粒噪声、探测器热噪声及散粒噪声、探测器非线性噪声、模数转换噪声、采样时刻抖动噪声, 总计引入的单向测距误差为 3.4×10^{-2} nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.6 相位测量噪声

作为最终输出相位测量值的关键部组件, 相位测量模块的各个环节均会引入不同量级的误差, 其中以测量系统参考基准频率源的频率抖动、锁相环热噪声、系统热噪声等为主。

3.6.1 基准频率噪声

测量所用的基准频率是由超稳定晶体产生的 58 MHz 时钟, 是相位测量系统的参考频率, 类似一把基准尺, 用来衡量被测信号相位(频率)的变化。如果参考频率不准、不稳, 那么输出的相位测量值也必定不准、不稳。则基准频率噪声引入的单向距离测量误差为 \bar{L}_{USO} , 表达式^[14]为

$$\bar{L}_{\text{USO}} = cT_{\text{coh}} \cdot \frac{1}{\sqrt{2\ln 2} \sqrt{f}} \sigma_{\text{USO}}, \quad (21)$$

式中: 相干积分时间 T_{coh} 为 0.02 ms。引入的单向距离测量误差为 3.2 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.6.2 锁相环热噪声

被测信号的质量一般用载噪比 C/N_0 来表示, 决定了锁相环热噪声, 引入的单向距离测量误差为 \bar{L}_{PLL} , 表达式为

$$\bar{L}_{\text{PLI}} = \frac{\lambda}{2\pi} \sqrt{\frac{B_L}{C/N_0} \left(1 + \frac{1}{2T_{\text{coh}} \cdot C/N_0}\right)}, \quad (22)$$

式中: B_L 是锁相环路噪声带宽, 考虑频率动态较大, 取 $B_L = \omega_L/2\pi$ 为 10 Hz; 设计入口载噪比为 55 dB·Hz; 相干积分时间 T_{coh} 为 0.02 ms。则锁相环热噪声引入的单向距离测量误差为 0.54 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.6.3 锁相环动态应力噪声

对于三阶锁相环, 动态应力引入的单向测距误差为 \bar{L}_e , 表达式为

$$\bar{L}_e = \frac{1}{\omega_n^3} \frac{d^3 R}{dt^3}, \quad (23)$$

式中: $\frac{d^3 R}{dt^3}$ 为星间加速度, 根据运行轨道, 得到该值小于 1×10^{-6} m/s³; 环路自然频率 $\omega_n = B_L/0.7854$ 。则动态应力引入的单向测距误差为 0.48 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

综上, 相位测量噪声的主要来源有基准频率噪声、锁相环热噪声及锁相环动态应力噪声, 总计引入的单向测距误差为 3.3 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.7 光学组件噪声

3.7.1 光组件时延稳定噪声

基于下一代低低跟踪重力测量的激光干涉测距系统, 激光信号依次经过主星的发射光路、从星的接收光路、从星的发射光路以及主星的接收光路。作为激光信号传播介质, 光学组件组成光学系统, 且对激光信号产生传播时延。固定传播时延引入的测量误差可等效为双星间激光信号的传播距离, 相比 300 km 的星间距离, 此固定时延非常小, 且激光干涉测距系统关注的是星间距离变化, 因此该项误差可以忽略。

当激光通过光学组件时, 由于工作环境温度的波动, 光程发生变化, 引起激光信号传播时延的变化, 这一变化量直接混入星间距离变化的测量值中。温度波动造成的光程变化可分为两部分: 一部分为温度变化引起光学组件材料形变, 另一部分为温度变化引起光学组件折射率的变化。引入的单向测距误差 \bar{L}_{len} 的表达式为

$$\bar{L}_{\text{len}} = [(n - n_0)\alpha + \beta] \cdot l_{\text{len}} \cdot \Delta T. \quad (24)$$

在该测距系统中, 选用光学组件的热膨胀系数为 $\alpha = 1 \times 10^{-6}$ °C⁻¹, 折射率为 $n = 1.5$, 折射率温度系数为 $\beta = 3 \times 10^{-6}$ °C⁻¹, 透射光学元件的等效长度约 $l_{\text{len}} = 0.08$ m, 所处环境温度的稳定度为 $\Delta T = \pm 0.01$ °C/Hz^{1/2}。则光程变化引入的单向测距误差

为 2.8 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.7.2 光组件非线性

理想情况下, 分光镜可以将入射激光和本地激光分离开, 但是分光镜存在不理想特性, 将使一部分激光透射出去, 到达对方卫星, 经混频之后产生一阶、二阶谐波误差等几种形式, 对实际被测差频信号产生干扰。这类非线性误差没有统一的数学模型, 实际使用中只能通过实验筛选高品质的光学元件, 提高入射光信噪比, 以减小测距误差, 可控制至 0.1 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.7.3 光组件安装误差

对于纳米级激光干涉测距系统而言, 光学组件的安装、位置校准以及位置稳定性等均对星间距离变化测量精度有影响。这类误差本质上是由光学坐标系(光波束矢量)与被测位移量坐标系(星间质心变化矢量)不重合(或者不平行)引起的, 常见的误差类型主要有阿贝误差、余弦误差等。工程设计上, 通过严苛控制光学组件的装配精度, 释放光学组件安装的应力, 将该项误差控制至 1 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

综上, 光学组件噪声的主要来源有光组件时延稳定性噪声、光组件非线性噪声、光组件安装误差, 总计引入的单向测距误差为 2.97 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

3.8 激光指向噪声

温度变化等使激光器指向发生偏移和抖动, 产生波前畸变, 同时卫星平台的抖动等也会引起星间激光波束指向的抖动, 直接造成光信号传播路径的变化, 进而产生测距误差。激光指向抖动对距离变化测量精度的影响与激光光束指向偏差角、波像差(波前畸变)以及激光的发散角等相关。由激光指向噪声引入的单向测距误差 \bar{L}_p 的表达式为

$$\bar{L}_p = \frac{4\pi^2}{32} \frac{\theta_{\text{dc}} \theta_{\text{jit}}}{\theta_{\text{div}}^2} \delta, \quad (25)$$

式中: θ_{dc} 为指向偏差角, 表示激光信号进入稳定跟踪之后的波束指向偏差角, 约 50 μrad; θ_{jit} 为指向抖动, 表示基于快反镜建立的指向跟踪反馈环路及卫星平台引入的综合波束指向抖动, 优于 10 μrad/Hz^{1/2}; θ_{div} 为激光发散角, 设为 200 μrad; δ 为波像差, 约 1/10 波长。因此星间激光指向噪声引入的单向测距误差 \bar{L}_p 为 1.6 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz。

4 结 论

为保证激光干涉测距系统的测量精度, 考虑较大设计余量, 取值为 2 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz 时, 通过对测量误差的分析, 基于下一代低低跟踪重力测量卫

星的星间激光干涉测距系统的综合测距误差为 7.5 nm/Hz^{1/2}@0.1 Hz, 数值分析具体如表 1 所示。结果表明, 该激光干涉测距系统能够实现纳米量级

的星间距离变化测量, 满足下一代低低跟踪重力卫星对星间激光干涉测距系统的距离变化测量精度需求。

表 1 单向测距误差的数值分析
Table 1 Numerical analysis of single-range error

Number	Error term	Value / (nm·Hz ^{-1/2} @0.1 Hz)
1	Frequency noise of a laser source	5.3
2	Time marking noise	0.3
3	Heterodyne frequency noise	1.4 × 10 ⁻⁶
4	Intensity noise of a laser source	5 × 10 ⁻²
5	Optical bench noise	2.97
6	Laser pointing noise	1.6
7	Signal measurement noise	3.4 × 10 ⁻²
8	Phase measurement noise	3.3
9	System design margin	2
Ranging error of a laser interferometric ranging system (Root-Sum-Squares)		7.5

参 考 文 献

[1] MacArthur J L, Posner A S. Satellite-to-satellite range-rate measurement[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1985, 23(4): 517-523.

[2] Kim J. Simulation study of a low-low satellite-to-satellite tracking mission[D]. Austin: The University of Texas at Austin, 2000.

[3] Tapley B D, Chambers D P, Bettadpur S, et al. Large scale ocean circulation from the GRACE GGM01 Geoid[J]. Geophysical Research Letters, 2003, 30(22): 2613.

[4] Ning J S, Luo J, Wang H H. Key technique for earth gravity field determination in GRACE model[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2003, 28(S1): 13-17, 37.
宁津生, 罗佳, 汪海洪. GRACE 模式确定重力场的关键技术探讨[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2003, 28(S1): 13-17, 37.

[5] Zheng W, Xu H Z, Zhong M, et al. Demonstrated study on influences of intersatellite range on accuracy of grace earth's gravitational field[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2011, 31(2): 60-65, 70.
郑伟, 许厚泽, 钟敏, 等. 星间距离影响 GRACE 地球重力场精度研究[J]. 大地测量与地球动力学, 2011, 31(2): 60-65, 70.

[6] Xiao Y, Wang Y P, Liu X G, et al. Application of space-wise least square method to error analysis for satellite gravimetry[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2019, 44(3): 340-346.

肖云, 王云鹏, 刘晓刚, 等. 空域最小二乘法用于重力卫星误差分析[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2019, 44(3): 340-346.

[7] Li Y Q, Fu H L, Li R W, et al. Research and experiment of lunar laser ranging in Yunnan observatories[J]. Chinese Journal of Lasers, 2019, 46(1): 0104004.
李语强, 伏红林, 李荣旺, 等. 云南天文台月球激光测距研究与实验[J]. 中国激光, 2019, 46(1): 0104004.

[8] Zhang H F, Deng H R, Long M L, et al. Time synchronization in laser ranging with multi-receiving telescopes based on fiber-time-frequency transfer[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2019, 56(1): 011204.
张海峰, 邓华荣, 龙明亮, 等. 基于光纤时间频率传递的多望远镜激光测距时间同步研究[J]. 激光与光电子学进展, 2019, 56(1): 011204.

[9] Ran J J, Xu H Z, Zhong M, et al. Global temporal gravity filed recovery using GRACE data[J]. Chinese Journal of Geophysics, 2014, 57(4): 1032-1040.
冉将军, 许厚泽, 钟敏, 等. 利用 GRACE 重力卫星观测数据反演全球时变地球重力场模型[J]. 地球物理学报, 2014, 57(4): 1032-1040.

[10] Kim J, Tapley B D. Simulation of dual one-way ranging measurements[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40(3): 419-425.

[11] Zhao X, Yang H M, Qiang J, et al. High-precision coherent laser ranging method based on Kalman filtering[J]. Acta Optica Sinica, 2020, 40(14): 1412001.
赵潇, 杨海马, 强佳, 等. 基于卡尔曼滤波的高精度

- 相干激光测距方法[J]. 光学学报, 2020, 40(14): 1412001.
- [12] Nicklaus K, Herding M, Baatzsch A, et al. Optical bench of the laser ranging interferometer on grace follow-on[J]. Proceedings of SPIE, 2017, 10563: 105632I.
- [13] Xiao X L. Design and preliminary test of inter-satellite laser pointing system[D]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology, 2014.
- 肖鑫龙. 星间激光光束指向测控系统方案设计与初步实验检验[D]. 武汉: 华中科技大学, 2014.
- [14] Ko U D, Tapley B D. Computing the USO frequency instability of GRACE satellites[C]//2010 IEEE Aerospace Conference, March 6-13, 2010, Big Sky, MT, USA. New York: IEEE Press, 2010: 11258538.