

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2022.05.019

激光陀螺捷联惯组角动态误差分析及其抑制方法

李鹏, 王慧敏

(北京航天时代激光导航技术有限公司, 北京 100094)

摘要:二频机抖激光陀螺捷联惯组在高动态载体上的角动态误差日渐成为影响其应用精度提升的重要因素。针对此问题,从各陀螺抖动耦合激励惯性敏感器本体组件圆锥运动产生误差,以及载体过载、振动环境引起陀螺敏感轴弯曲变形摆动产生单表级圆锥误差两个方面,对激光陀螺动态误差进行了理论分析。结合工程应用实际情况,分别对两项误差进行计算和仿真,得出理论误差可达 $0.01(^{\circ})/h$ 以上,必须进行抑制的结论。根据误差产生机理,总结了合理配置各陀螺抖动频率和提升陀螺敏感轴弯曲刚度以抑制其弯曲变形的措施,并给出了抑制效果,可为提升激光陀螺捷联惯组角动态精度提供参考。

关键词:激光陀螺;捷联惯性测量组合;动态误差;误差抑制

中图分类号:V441

文献标志码:A

文章编号:2095-8110(2022)05-0171-08

Angle Dynamic Error Analysis and Suppression Methods of Strapdown Inertial Measurement Unit Based on Ring Laser Gyroscope

LI Peng, WANG Hui-min

(Beijing Aerospace Times Laser Inertial Technology Company, Ltd., Beijing 100094, China)

Abstract: The angular dynamic error of two frequency mechanically dithered ring laser gyro (RLG) strapdown inertial unit on high dynamic carrier has increasingly become an important factor that influences the improvement of its application accuracy. To solve this problem, the dynamic error of inertial sensor assembly excited by gyro dithering coupling, and the meter-level conical error produced by bending, deformation and swings of gyro sensitive axis led by carrier overload and vibration environment are analyzed theoretically. Combined with the practical situation of engineering application, the two errors are calculated and simulated respectively. It is concluded that the error reaches more than $0.01(^{\circ})/h$ and should be suppressed. Based on the mechanism of error generation, the measures that rationally configure the gyro dither frequency and enhance the bending stiffness of gyro sensitive axis to suppress its bending deformation are summarized, and the suppressing effect is presented, which can be used as a reference for the improvement of the angular dynamic accuracy of RLG strapdown inertial navigation system.

Key words: Ring laser gyroscope; Strapdown inertial measurement unit; Dynamic error; Error suppression

收稿日期:2022-02-22;修订日期:2022-03-28

基金项目:装备发展部领域基金(61405170201)

作者简介:李鹏(1981-),男,博士,研究员,主要从事激光陀螺惯性导航方面的研究。

0 引言

激光陀螺是基于光学 Sagnac 效应,通过环形谐振腔内两束相向行波频率差(拍频)敏感腔体转动角速率的光学陀螺。由于环路的非均匀性和光路的背向散射等原因,当频率差较小时,两束光的频率会被牵引至同步,陀螺仪无测量输出,这种现象称为闭锁效应^[1]。机械抖动偏频技术是目前最为成熟、应用最广泛的出锁方式。安装在基座上的抖动轮强制增加环形谐振腔转动速率,使陀螺出锁。活动部件的加入,一方面引入振动源,使多只激光陀螺通过共同的安装基座互相影响,马仰华等指出,各陀螺的机械抖动互相耦合,引起圆锥误差^[2];另一方面,环形谐振腔通过抖动轮悬臂式安装^[3],使陀螺敏感轴的指向与基座的动力学环境发生关联,产生等效陀螺漂移^[4-6]。由激光陀螺构成的捷联惯组直接与载体固连,工作时受到载体振动、冲击、过载等复杂力学环境的影响,动态误差是影响其精度、限制其应用领域的重要因素。陈熙源等提出了在武器主动段的高动态环境中,传统误差模型难以有效补偿系统误差^[7];Y. M. Zlatkin 等提出了 Cyclone-4 火箭的激光陀螺捷联惯组可能存在与力学环境相关的误差,但并未详细说明产生机理^[8];王巍等指出不断提升激光陀螺的精度,可推动激光陀螺的应用领域由导航级向战略级延伸^[9]。Chen Gangli 等指出,对激光陀螺捷联惯组进行动力学建模是进行动态误差分析与补偿的基础,提出了一种多体力学传递矩阵分析方法^[10],但并未针对激光陀螺的结构特点对仪表自身动力学特性的影响进行深入分析,也没有对动态误差的量级进行估计。姜睿等指出激光陀螺仪输出与重力加速度 g 的相关性,给出了特定应用条件下偏差的标定方法,表明力学环境对陀螺输出确有影响^[11],但未对大过载、高动态条件下的动态误差进行进一步分析。钟明飞等针对线振动条件下激光陀螺的动态漂移设计了一种滤波估计算法,对振动条件下系统中激光陀螺的动态误差进行估计,但没有对动态误差产生的机理进行说明,也没有介绍抑制动态误差的方法^[12]。本文对各激光陀螺间的抖动耦合过程及激光陀螺对外部动态环境的动力学响应进行了分析和计算,估计了误差规模,并进行了仿真验证。针对误差产生的机理,有针对性地总结了误差抑制措施及其效果。

1 机抖激光陀螺及惯性敏感器组件动力学模型

机抖式激光陀螺环形谐振腔通过抖动轮悬挂安装于基座上,抖动轮基本结构及陀螺腔体安装方式如图 1 所示。环形谐振腔通过胶粘固定在金属衬套上,金属衬套通过安装螺钉与抖动轮连接,抖动轮通过另外 4 只螺钉安装在基座上。

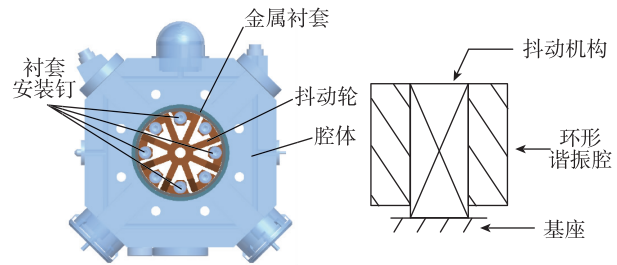


图 1 激光陀螺抖动轮及腔体安装示意图

Fig. 1 RLG dithering-wheel and installation of resonating cavity

抖动轮可视为绕抖动轴的扭转弹簧,其动力学等效模型如图 2 所示。机械抖动物理过程可视为由简谐力矩激励的受迫振动,运动方程为

$$I_g \ddot{\theta}(t) + C_g \dot{\theta}(t) + K_g \theta(t) = M_g(t) \quad (1)$$

式中, $\theta(t) = \theta_0 \sin(\omega_g t)$ 为腔体旋转角; C_g 、 K_g 分别为抖动轮转动阻尼系数和角刚度系数; $M_g(t)$ 为抖动轮的驱动力矩,稳态幅值表达式为

$$M_g \approx I_g \ddot{\theta} = I_g \theta_0 \omega_g^2 \quad (2)$$

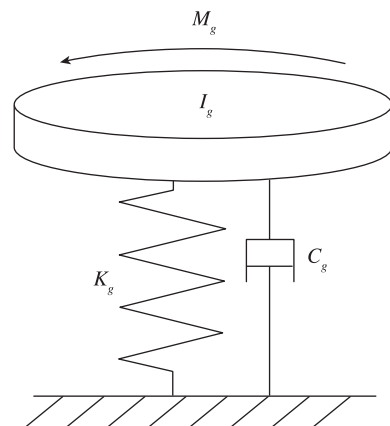


图 2 机抖式激光陀螺动力学模型

Fig. 2 Dynamics model of MDRLG

为便于进行定量计算,将用到的典型参数列在表 1 中。

表 1 典型参数列表

Tab. 1 List of typical parameters

序号	参数名称	对应数值	单位
1	单陀螺转动惯量 I_g	1.1×10^{-3}	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$
2	惯性传感器本体转动惯量 I_{IMU}	0.066	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$
3	腔体抖动幅度 θ_0	4	'
4	惯组减振系统特征角频率 ω_{IMU}	816	rad/s
5	陀螺抖动频率 ω_g	2198	rad/s
6	惯组减振系统阻尼比 ζ	0.1	—
7	惯组减振系统特征频率 f_s	80	Hz

由表 1 计算, $M_g \approx 5.9\text{N} \cdot \text{m}$ 。由牛顿第三定律,陀螺对安装基座的作用力矩同样为 $5.9\text{N} \cdot \text{m}$ 。惯性传感器组件(以下简称本体)通过橡胶减振器安装于外箱体上,其三维模型及动力学等效模型如图 3 所示。对本体进行动力学分析,稳态幅值表达

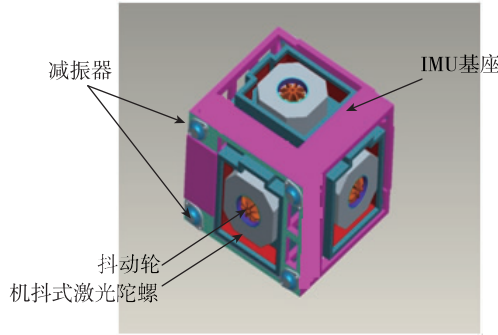


图 3 本体三维模型及其动力学模型

Fig. 3 3D model and dynamics model of inertial sensor assembly

式如(3)所示^[13]。

$$A = \frac{M_g}{K_{\text{IMU}} \sqrt{\left(1 - \left(\frac{\omega_g}{\omega_{\text{IMU}}}\right)^2\right)^2 + \left(2\xi \frac{\omega_g}{\omega_{\text{IMU}}}\right)^2}} \quad (3)$$

$$\omega_{\text{IMU}} = \sqrt{\frac{K_{\text{IMU}}}{I_{\text{IMU}}}} \quad (4)$$

式(3)中, A 表示振动的幅值; K_{IMU} 为本体减振系统角刚度; ω_{IMU} 为减振系统特征角频率; ζ 为减振系统阻尼比。式(4)中, I_{IMU} 为本体转动惯量。将式(2)、式(4)代入式(3),得

$$A = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \left(\frac{\omega_g}{\omega_{\text{IMU}}}\right)^2\right)^2 + \left(2\xi \frac{\omega_g}{\omega_{\text{IMU}}}\right)^2}} \cdot \frac{I_g}{I_{\text{IMU}}} \cdot \theta_0 \quad (5)$$

将表 1 各参数代入式(5),计算出 A 约为 $4.6''$ 。

2 静基座机抖激光陀螺间动力学耦合分析

各仪表正交配置的条件下,三陀螺激励将使本体绕本体坐标系各轴做微幅转动,转动角频率为各陀螺抖动频率。以对载体飞行影响较大的 Z 陀螺(俯仰)敏感轴为例进行分析,组件及坐标系定义情况如图 4 所示。

S 系 $O-X_s Y_s Z_s$ 与本体结构件固连, X_s, Y_s, Z_s 轴与 X, Y, Z 陀螺名义敏感轴指向一致; g 系 $O-X_{gx} Y_{gy} Z_{gz}$ 与各陀螺敏感轴固连, X_{gx}, Y_{gy}, Z_{gz} 分别与 X, Y, Z 陀螺名义敏感轴指向一致; $g_z(z$ 陀螺)系 $O-X_{gz} Y_{gz} Z_{gz}$ 与 Z 陀螺环形谐振腔固连, Z_{gz} 轴与 Z 陀螺名义敏感轴指向一致, X_{gz} 与 X 陀螺名义敏感轴指向一致, Y_{gz} 与 Y 陀螺名义敏感轴指向一致; 定系 $O-\xi\zeta\eta$ 与捷联惯组箱体固连, ξ, ζ, η 轴指向与本体坐标系 X_s, Y_s, Z_s 指向一致, 初始状态, $O-X_s Y_s Z_s, O-X_{gx} Y_{gy} Z_{gz}, O-X_{gz} Y_{gz} Z_{gz}, O-\xi\zeta\eta$

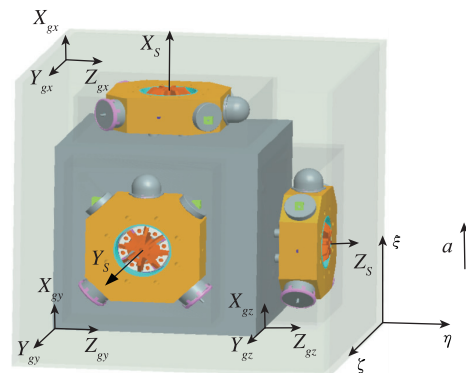


图 4 惯性传感器组件示意图

Fig. 4 Inertial sensor assembly

指向一致。

捷联惯组工作时,本体在各陀螺抖动作用下,作复合运动。 $O-X_s Y_s Z_s$ 随惯性传感器本体在 X 陀螺抖动激励下绕 ξ 轴以角速率 $\dot{\alpha}$ 旋转至 $O-X'_s Y'_s Z'_s$, $O-X'_s Y'_s Z'_s$ 在 Y 陀螺抖动激励下绕 Y'_s 以角速率 $\dot{\beta}$ 旋

转,角速率 $\dot{\alpha}$ 在动系 Z_s 轴上的投影 $\dot{\gamma}$ 为

$$\dot{\gamma} = \dot{\alpha} \cdot \sin\beta \approx \dot{\alpha} \cdot \beta \quad (6)$$

$$\alpha = A_{gx} \sin\omega_{gx}t \quad (7)$$

$$\beta = A_{gy} \sin(\omega_{gy}t + \tau) \quad (8)$$

式(7)、式(8)中, A_{gx} 、 A_{gy} 为抖动激励的本体运动幅值; ω_{gx} 、 ω_{gy} 为运动角频率; τ 为两陀螺抖动响应相位差,将式(7)、式(8)代入式(6),得

$$\dot{\gamma} \approx \dot{\alpha} \cdot \beta = \frac{1}{2}A_{gx} \cdot A_{gy}\omega_{gx} [\sin(\omega_{gx}t + \omega_{gy}t + \tau) - \sin(\omega_{gx}t - \omega_{gy}t - \tau)] \quad (9)$$

分析与小结:若 $\omega_{gx} = \omega_{gy}$, Z 轴方向将整流出一常值分量,大小为 $\frac{1}{2}A_{gx} \cdot A_{gy} \cdot \omega_{gx} \cdot \sin\tau$,在 $A_{gx} = A_{gy} = 4.6''$,初始相位偏差 $\tau = 90^\circ$ 条件下, $\dot{\gamma}_{\max} = 0.098(^{\circ})/h$;若 $\omega_{gx} \neq \omega_{gy}$, $\dot{\gamma}$ 为振荡输出,故各陀螺抖动频率需相差一定间隔,实践表明相差至少30Hz,效果较好。

3 外部过载及振动条件下激光陀螺敏感轴变形影响分析

激光陀螺环形谐振腔通过胶与金属衬套粘接,衬套安装柱通过螺钉与抖轮连接,抖轮通过螺钉悬臂安装在基座上。在外部过载及振动条件下,环形谐振腔质量上的合外力使抖动轴将沿力学输入方向产生弯曲变形,陀螺敏感轴指向也随之发生变化,如图5所示。

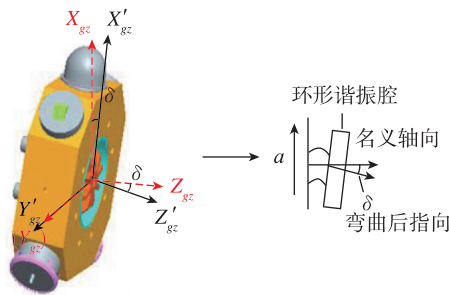


图5 抖动轴形变示意图

Fig. 5 Flexure effect of dither axis

3.1 单一过载条件下误差分析

以飞行实际工况为参考,在轴向(沿 ξ 轴向)加速度 a 的作用下, Z 陀螺抖动轴将发生弯曲形变。初始状态下, $O - X_{gz}Y_{gz}Z_{gz}$ 与本体坐标系 $O - X_sY_sZ_s$ 重合,由于外部加速度引起的陀螺敏感轴形变使 $O - X_{gz}'Y_{gz}'Z_{gz}'$ 相对 $O - X_sY_sZ_s$ 发生弯

曲, δ 表示敏感轴偏角,为角秒级小角,环形谐振腔的抖动可由等效旋转矢量 $\boldsymbol{\varphi}$ 表示。

$$\boldsymbol{\varphi} = [\varphi^{xs}, \varphi^{ys}, \varphi^{zs}] = [\sin\delta \cdot \theta_0 \cdot \sin(\omega_{gz}t), 0, \cos\delta \cdot \theta_0 \cdot \sin(\omega_{gz}t)] \doteq [\delta \cdot \theta_0 \cdot \sin(\omega_{gz}t), 0, \theta_0 \cdot \sin(\omega_{gz}t)] \quad (10)$$

$$\dot{\boldsymbol{\varphi}} = [\delta \cdot \theta_0 \cdot \omega_{gz} \cdot \sin(\omega_{gz}t), 0, \theta_0 \cdot \omega_{gz} \cdot \sin(\omega_{gz}t)] \quad (11)$$

由 $O - X_sY_sZ_s$ 坐标系到 $O - X_{gz}Y_{gz}Z_{gz}$ 坐标系的状态转移矩阵及陀螺相对本体坐标系的转动速度向量可表示为^[14]

$$C_s^{gz} = I - \frac{\sin\Phi}{\Phi} [\boldsymbol{\varphi}] - \frac{1 - \cos\Phi}{\Phi^2} [\boldsymbol{\varphi}]^2 \quad (12)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{sgz}^{gz} = \left\{ I - \frac{1 - \cos\Phi}{\Phi^2} [\boldsymbol{\varphi}] + \frac{1}{\Phi^2} \left(1 - \frac{\sin\Phi}{\Phi} \right) [\boldsymbol{\varphi}]^2 \right\} \cdot \dot{\boldsymbol{\varphi}} = \left\{ I - \frac{2 \sin^2 \frac{\Phi}{2}}{\Phi^2} [\boldsymbol{\varphi}] \right\} \cdot \dot{\boldsymbol{\varphi}} = \dot{\boldsymbol{\varphi}} - \frac{1}{2} \boldsymbol{\varphi} \times \dot{\boldsymbol{\varphi}} \quad (13)$$

其中, $\Phi = (\boldsymbol{\varphi}^T \boldsymbol{\varphi})^{\frac{1}{2}}$ 为等效旋转矢量的模值; $[\boldsymbol{\varphi}]$ 表示等效旋转矢量对应的斜对称矩阵。 Φ 为小量,忽略高阶小量,式(12)、式(13)可近似为

$$C_s^{gz} = I - \frac{\sin\Phi}{\Phi} [\boldsymbol{\varphi}] = I - [\boldsymbol{\varphi}] \quad (14)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{sgz}^{gz} = \left\{ I - \frac{2 \sin^2 \frac{\Phi}{2}}{\Phi^2} [\boldsymbol{\varphi}] \right\} \cdot \dot{\boldsymbol{\varphi}} = \dot{\boldsymbol{\varphi}} - \frac{1}{2} \boldsymbol{\varphi} \times \dot{\boldsymbol{\varphi}} \quad (15)$$

Z 陀螺对惯性系输出在陀螺坐标系的测量值可表示为

$$\boldsymbol{\omega}_{igz}^{gz} = \boldsymbol{\omega}_{sgz}^{gz} + C_s^{gz} \cdot \boldsymbol{\omega}_{is}^s \quad (16)$$

$$\boldsymbol{\omega}_{is}^s = \boldsymbol{\omega}_{isdither}^s + \boldsymbol{\omega}_{ismotion}^s \quad (17)$$

$\boldsymbol{\omega}_{is}^s$ 表示本体相对惯性空间的角运动, $\boldsymbol{\omega}_{isdither}^s$ 表示由陀螺抖动引起的本体角运动

$$\boldsymbol{\omega}_{isdither}^s = [A_{gx} \cdot \omega_{gx} \cdot \cos\omega_{gx}t, A_{gy} \cdot \omega_{gy} \cdot \cos(\omega_{gy}t + \tau), \frac{1}{2}A_{gx} \cdot A_{gy} \cdot \omega_{gx} \cdot (\sin(\omega_{gx}t + \omega_{gy}t + \tau) - \sin(\omega_{gx}t - \omega_{gy}t - \tau))] \quad (18)$$

$\boldsymbol{\omega}_{ismotion}^s$ 表示载体转动引起的本体转动,当其为振动幅度为 ϵ ,频率为 ν ,相位差为 λ 的圆锥运动时

$$\boldsymbol{\omega}_{ismotion}^s = [\epsilon\nu \cos\nu t, \epsilon\nu \cos(\nu t + \lambda), \frac{1}{2}\epsilon^2\nu \sin\lambda] \quad (19)$$

通过力学仿真,抖动轴形变量 δ 与输入加速度 a 近似为线性关系, $\delta = oa$,对某RLG-90陀螺, o 近似为 $2(^{\circ})/g_0$ 。以飞行过程力学环境条件为参考,令其轴向加速度最大为 $15g_0$,则 δ 约为 1.5×10^{-4} rad。将式

(10)、式(11)代入式(15),得出

$$\omega_{sgz}^{gz} = [\delta \cdot \theta_0 \cdot \omega_{gz} \cdot \sin(\omega_{gz}t), 0, \theta_0 \cdot \omega_{gz} \cdot \sin(\omega_{gz}t)]'$$

将式(10)代入式(14)可得

$$C_s^{gz} = \begin{pmatrix} 1 & \theta_0 \cdot \sin(\omega_{gz}t) & 0 \\ -\theta_0 \cdot \sin(\omega_{gz}t) & 1 & \delta \cdot \theta_0 \cdot \sin(\omega_{gz}t) \\ 0 & -\delta \cdot \theta_0 \cdot \sin(\omega_{gz}t) & 1 \end{pmatrix}$$

$$C_s^{gz} \omega_{is}^s = C_s^{gz} \omega_{isdither}^s + C_s^{gz} \omega_{ismotion}^s$$

若各陀螺抖动频率为 ω , 则 $C_s^{gz} \omega_{isdither}^s$ 中的直流分量为

$$\left[-\frac{1}{2} \cdot \theta_0 \cdot A_{gy} \cdot \omega \cdot \sin\tau, 0, -\frac{1}{2} \delta \cdot \theta_0 \cdot A_{gy} \cdot \omega \cdot \sin\tau - \frac{1}{2} A_{gx} \cdot A_{gy} \cdot \omega \cdot \sin\tau \right]' \quad (20)$$

载体角运动频率一般与陀螺抖动频率不相等, $C_s^{gz} \omega_{ismotion}^s$ 内三角函数的积化和差运算不产生直流项, 即式(16)中直流分量即为式(20)确定值。Z 陀螺测量误差为 $-\frac{1}{2} \delta \theta_0 A_{gy} \omega \sin\tau - \frac{1}{2} A_{gx} A_{gy} \omega \sin\tau$ 。

分析与小结: 由陀螺敏感轴形变引入的直流误差为 $-\frac{1}{2} \delta \theta_0 A_{gy} \omega \sin\tau$, 约为 $-0.00088(^{\circ})/h$ 。在单一过载条件下, 由陀螺敏感轴形变引入的误差可忽略。

3.2 振动条件下误差分析

在外部振动激励下, 激光陀螺敏感轴将沿力学输入方向发生弯曲形变, 角速度测量坐标系也发生形变^[15], 如图 6 所示。同样以实际飞行工况为参考, 在 X 轴向振动条件下, Z 陀螺敏感轴将在 $X_{gx}OZ_{gz}$ 面内向 X 轴转过 $\delta_{zx}(t)$, Y 陀螺敏感轴将在 $X_{gx}OY_{gy}$ 面内向 X 轴转过 $\delta_{yx}(t)$ 。转动发生后, $O-X'_{gx}Y'_{gy}Z'_{gz}$ 由于陀螺敏感轴发生弯曲形变, 不再是严格的直角坐标系, 其相对 $O-X_{gx}Y_{gy}Z_{gz}$ 的转换矩阵可表示为

$$C = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \sin\delta_{yx} & \cos\delta_{yx} & 0 \\ \sin\delta_{zx} & 0 & \cos\delta_{zx} \end{pmatrix} \quad (21)$$

$$\approx \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \delta_{yx} & 1 & 0 \\ \delta_{zx} & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

飞行过程中, 在外部线振动激励下, 本体由于质心与减振系统弹性中心不重合产生线角运动耦合, 可

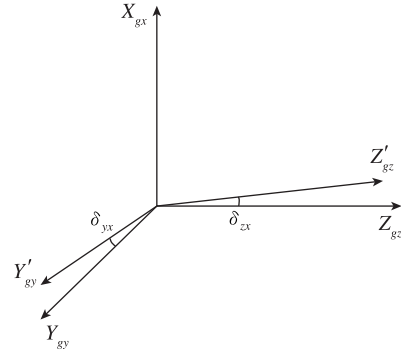


图 6 角速度测量坐标系形变示意图

Fig. 6 Coordinator flexure of angular velocity

引发本体圆锥运动, 等效向量如式(17)所示。v 为外部激励频率, 令圆锥运动角振幅 ϵ 为 $6'$ 。仪表输出为

$$\omega_{ig}^g = C \cdot \omega_{ismotion}^s = \left[\epsilon \sin vt, \delta_{yx}(t) \epsilon \sin vt + \epsilon \sin(vt + \lambda), \delta_{zx}(t) \epsilon \sin vt + \frac{1}{2} \epsilon^2 v \sin \lambda \right]'$$

$$= \left[\epsilon \sin vt, \epsilon \sin(vt + \lambda), \frac{1}{2} \epsilon^2 v \sin \lambda \right]' + [0, \delta_{yx}(t) \epsilon \sin vt, \delta_{zx}(t) \epsilon \sin vt]' \quad (22)$$

式(22)中前部分为圆锥运动测量值, $[0, \delta_{yx}(t) \epsilon \sin vt, \delta_{zx}(t) \epsilon \sin vt]'$ 为由陀螺敏感轴形变引入的误差。考虑飞行中较为典型的随机振动谱, 在减振系统的带宽 $20 \sim 200\text{Hz}$ 内, $0.06\text{g}^2/\text{Hz}$, 其振动均方根 3.3grams , 等效振动输入幅值为 4.6g , 本体上的振动响应系数为 ρ, f_s 见表 1。根据振动理论

$$\rho = \frac{\sqrt{1 + \left(2\zeta \frac{v}{f_s}\right)^2}}{\sqrt{\left(1 - \left(\frac{v}{f_s}\right)^2\right)^2 + \left(2\zeta \left(\frac{v}{f_s}\right)\right)^2}} \quad (23)$$

$$\delta_{yx}(t) (\delta_{zx}(t)) = oa = 2'' \cdot \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \left(\frac{v}{f_n}\right)^2\right)^2 + \left(2\zeta_g \left(\frac{v}{f_n}\right)\right)^2}} \cdot a_1 \cdot \sin(vt + \lambda_{1,2}) \quad (24)$$

式(24)中, 根式部分为根据机械振动理论得到的抖轮系统动态放大倍数, f_n 表示抖轮弯曲特征频率, 某 RLG-90 陀螺 f_n 近似为 700Hz ; a_1 表示外部振动在本体上的响应; $\lambda_{1,2}$ 表示 $\delta_{yx}(t) \delta_{zx}(t)$ 的初始相位。

$$\delta_{zx}(t) \epsilon \sin vt = 2'' \cdot \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \left(\frac{v}{f_n}\right)^2\right)^2 + \left(2\zeta_g \left(\frac{v}{f_n}\right)\right)^2}} \cdot 4.6 \cdot \rho \cdot \sin(vt + \lambda_2) \cdot \epsilon \cdot \sin vt$$

令 f 由 0 到 1000Hz , λ_2 由 0 到 90° , 进行仿真

计算,仿真曲线如如图7所示。二维坐标分别为外部振动频率及两方向振动初始相位差。由图7可见,最大误差大于 $0.03(^{\circ})/h$ 。

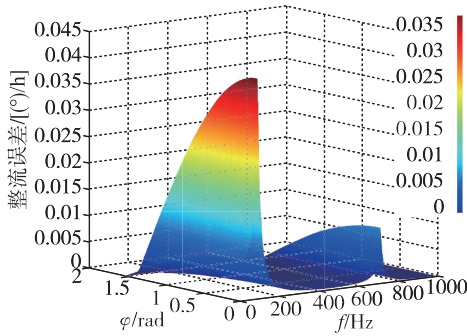


图7 误差仿真曲线

Fig. 7 Error simulation

分析与小结:图7中,颜色表示误差量级,由蓝色到红色越来越高。由仿真结果可见,在减振器的特征频率及抖轮弯曲特征频率附近,误差明显增大。同时,初始相差越小误差越大。不难理解,在减振器的角特征频率附近,外部振动量级被明显放大,陀螺敏感轴形变也随之变大;在抖轮弯曲特征频率点附近,敏感轴形变量同样明显增大,动态误差也随之呈现相应的变大趋势。

4 抑制措施

根据上文分析,各陀螺抖动耦合产生的误差及激光陀螺敏感轴弯曲形变都会引起激光陀螺捷联惯组角动态误差,针对误差产生的原因,可采取针对性的措施进行抑制。

1)针对抖动耦合误差,需合理选择各陀螺的抖动频率,各抖动频率应相差30Hz以上,减小由各陀螺抖动激励的本体运动产生的圆锥误差。此外,合理地确定陀螺与惯性敏感器组件的特征频率比及转动惯量比^[16],调整本体在陀螺抖动激励下的运动幅度,可减小圆锥效应的幅度,同时在一定程度上抑制抖动耦合误差。

2)应提高激光陀螺抖轮的弯曲刚度,如文献[17]描述的将抖轮的八辐条结构更改为四辐条结构。通过结构仿真,四辐条结构抖轮弯曲刚度可提升50%以上,若 σ 减小1/2,根据式(22),误差可减小1/2左右。为对比八辐条结构更改为四辐条结构

后抖轮刚度提升带来的性能改善,对单陀螺进行振动试验(见图8)。试验输入频率范围为20~1000Hz,试验过程中采集陀螺输出。利用高频采样数据分析两陀螺输出中的谱分量,如图9和图10所示,八辐条结构陀螺抖动频率300~400Hz,二阶特征频率600~700Hz,四辐条陀螺抖动频率600~700Hz,二阶特征频率大于1000Hz,说明四辐条陀螺敏感轴刚度明显提升。

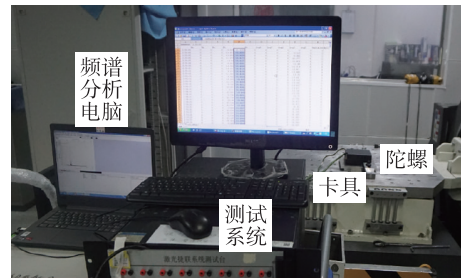


图8 单陀螺测试现场

Fig. 8 Gyro test site

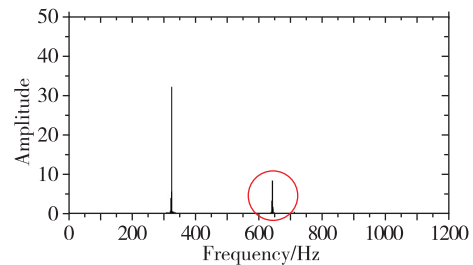


图9 八辐条结构陀螺频谱分析

Fig. 9 Spectrum analysis of eight-spoked gyro

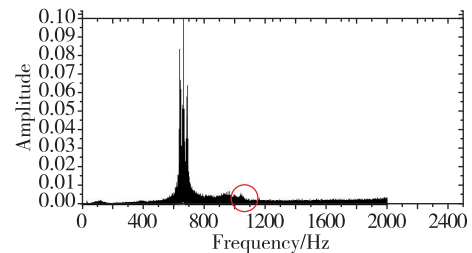


图10 四辐条结构陀螺频谱分析

Fig. 10 Spectrum analysis of four-spoked gyro

对比2只陀螺百秒输出均值试验前和试验中的变化,详见图11和图12,可见八辐条结构陀螺振动过程中输出变化较为明显,四辐条陀螺振动过程中输出相对平稳。

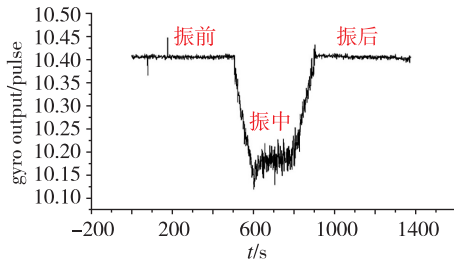


图 11 八辐条结构陀螺振动输出

Fig. 11 Eight-spoked gyro output under vibration testing

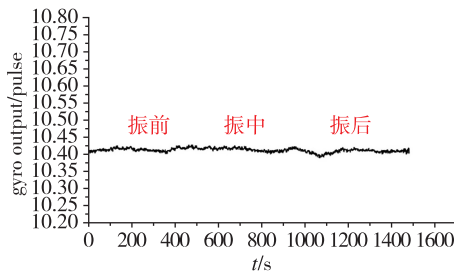


图 12 四辐条结构陀螺振动输出

Fig. 12 Four-spoked gyro output under vibration testing

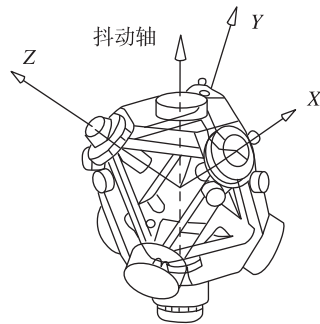


图 14 三轴一体激光陀螺

Fig. 14 Diagram of space triaxial ring laser gyroscope

3) 还可将激光陀螺抖轮悬臂安装方式更改为由陀螺上下盖板共同固定的三明治式安装方式, 如图 13 所示, 可有效保证陀螺敏感轴的稳定性。通过结构仿真, σ 可减小 1/2 以上, 效果非常明显, 也是目前主要研究的方向。

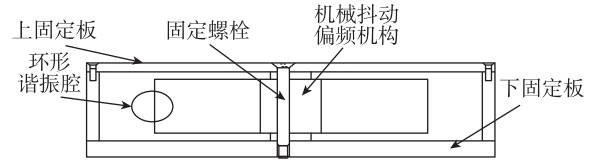
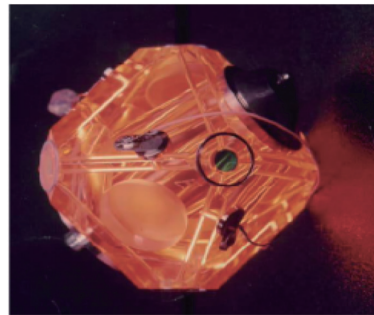


图 13 三明治式激光陀螺抖轮系统安装方式

Fig. 13 Installation of sandwich-type laser gyroscope dithering-wheel

4) 文献[18-19]提到的三轴一体激光陀螺组件, 如图 14 所示, 只包含一个抖动频率, 能有效改善抖动耦合问题。同时在振动条件下, 各陀螺敏感轴相对位置关系固定, 能有效克服各陀螺敏感轴形变带来的整流误差。



5 结论

二频机抖激光陀螺间抖动耦合及陀螺敏感轴在动力学环境下的弯曲变形是其动态误差的重要诱因, 通过对误差产生机理的建模分析及理论计算, 阐明了误差的形成条件及影响规模。1) 阶梯配置捷联惯组各激光陀螺的抖动频率, 合理选择结构及电路参数能有效抑制抖动耦合误差; 2) 提升陀螺抖轮弯曲刚度可抑制陀螺敏感轴在高动态条件下变形, 以及角动态误差的产生; 3) 空间三轴陀螺只包含一个抖动频率, 能有效抑制抖动耦合误差, 3 只陀螺在单一微晶玻璃基体上加工完成, 确保了 3 只陀螺在复杂力热环境下的正交精度, 也有效抑制了敏感轴变形引入的误差^[19]。针对陀螺敏感轴弯曲变形, 设计可工程应用的补偿方法是后续进一步提

升激光陀螺捷联惯组动态精度的一个重要方向。

参考文献

[1] 庾洲慧, 魏建仓, 吴美平. 二频机抖激光捷联系统结构振动分析[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(5): 529-531.
Tuo Zhouhui, Wei Jiancang, Wu Meiping. Structural vibration of mechanically dithered RLG strapdown system [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(5): 529-531(in Chinese).

[2] 马仰华, 韩宗虎, 王继良. 机抖激光陀螺抖频匹配技术的优化[J]. 中国激光, 2016, 43(10): 3-7.
Ma Yanghua, Han Zonghu, Wang Jiliang. Optimization of dithering frequency matching technique for mechanically dithered ring laser gyros [J]. Chinese Journal of Lasers, 2016, 43(10): 3-7(in Chinese).

- [3] Li G, Wu W, Fan Z, et al. Research of misalignment between dithered ring laser gyro angle rate input axis and dither axis[C]// Proceedings of International Symposium on Optoelectronic Technology and Application, 2014: 1-6.
- [4] Paul G S. Blazing gyros: the evolution of strapdown inertial navigation technology for aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(3): 637-655.
- [5] Yu X D, Wei G, Long X W, et al. Finite element analysis and optimization of dither mechanism in dithered ring laser gyroscope[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2013, 14(3): 415-421.
- [6] Yu X D, Long X W. Parametric design of mechanical dither with bimorph piezoelectric actuator for ring laser gyroscope[J]. International Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics, 2015, 47(2): 305-312.
- [7] 陈熙源, 石春风, 柳笛. 弹道导弹的过载段高精度捷联惯导系统多源误差分析与仿真[J]. 中国惯性技术学报, 2020, 28(1): 27-34.
Chen Xiyuan, Shi Chunfeng, Liu Di. Multi-source error analysis and simulation of high accuracy strapdown inertial navigation system in overload section of ballistic missile[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2020, 28(1): 27-34(in Chinese).
- [8] Zlatkin Y M, Kainoguz A N, Voronchenko V G, et al. Laser SINS for Cyclone-4 launch vehicle[J]. Gyroscope and Navigation, 2013, 4(3): 156-163.
- [9] 王巍, 邢朝洋, 冯文帅. 自主导航技术发展现状与趋势[J]. 航空学报, 2021, 42(11): 11-29.
Wang Wei, Xing Chaoyang, Feng Wenshuai. State of the art and perspectives of autonomous navigation technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(11): 11-29(in Chinese).
- [10] Chen Gangli, Rui Xiaoting, Yang Fufeng, et al. Study on the dynamics of laser gyro strapdown inertial measurement unit system based on transfer matrix method for multibody system[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2013, 5: 854583.
- [11] 姜睿, 杨功流, 陈雅洁, 等. 基于双轴旋转惯导的激光陀螺仪与 g 有关偏置自标定法[J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(5): 664-669.
Jiang Rui, Yang Gongliu, Chen Yajie, et al. Self-calibration of laser gyro g -dependent bias for dual-axis rotational inertial navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25(5): 664-669 (in Chinese).
- [12] 钟明飞, 朱栋山, 姜永刚, 等. 线振动条件下激光陀螺捷联惯导附加漂移补偿技术[J]. 科学技术与工程, 2015, 15(5): 151-154.
Zhong Mingfei, Zhu Dongshan, Jiang Yonggang, et al. Compensation techniques of the drifts of inertial sensors in RLG INS under line vibration environment [J]. Science Technology and Engineering, 2015, 15(5): 151-154(in Chinese).
- [13] 闫邦椿. 机械设计手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2015.
Yan Bangchun. Machine design handbook[M]. Beijing: China Machine Press, 2015(in Chinese).
- [14] 高钟毓. 惯性导航系统技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 2012: 25-27.
Gao Zhongyu. Inertial navigation system technology [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2012: 25-27(in Chinese).
- [15] Kim K, Chan G P. Drift error analysis caused by RLG dither axis bending[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2007, 133(2): 425-430.
- [16] 李志华, 郭恺, 郭建刚. 激光惯组结构系统陀螺抖动性能确定方法与应用[J]. 导航与控制, 2018, 17(1): 69-73.
Li Zhihua, Guo Kai, Guo Jiangang. The method and application of determining the jitter performance of laser IMU[J]. Navigation and Control, 2018, 17(1): 69-73(in Chinese).
- [17] 赵小宁, 韩宗虎, 郭昕, 等. 椭圆锥动效应对机械抖动激光陀螺振动特性的影响[J]. 中国惯性技术学报, 2015, 23(2): 258-261.
Zhao Xiaoning, Han Zonghu, Guo Xin, et al. Influence of elliptical coning motion effect on mechanically dithered RLG vibration performance[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2015, 23(2): 258-261 (in Chinese).
- [18] Three axis RLG inertial sensor assembly[M]. Stuttgart, Germany: Sextant Avionique, 1995.
- [19] 姜福灏, 汪世林. 空间三轴激光陀螺现状与展望[J]. 导航与控制, 2020, 19(4/5): 197-207.
Jiang Fuhao, Wang Shilin. Current situation and prospect of space triaxial ring laser gyroscope[J]. Navigation and Control, 2020, 19(4/5): 197-207(in Chinese).