

运载火箭捷联惯组全自主对准技术应用研究

裴忠海,余薛浩,王 鹏,周如好,周 静

(上海航天控制技术研究所,上海 201109)

摘要:我国运载火箭发射前通常通过光学瞄准确定初始方位角,采用捷联惯组自对准解算获取水平姿态角。以可实现简易、快速发射的新型火箭为背景,在发射场阵风等干扰引起箭体低频微幅晃动的环境下,研究了捷联惯组自主对准技术。分析了运载火箭全自主对准的特点,利用以惯性系为参考基准的解析对准法和卡尔曼滤波精对准方法,对高精度全自主对准技术和其在运载火箭上的应用展开了详细论述。开展了全自主对准试验验证,结合新一代运载火箭首飞数据进行了分析。结果表明:捷联惯组全自主对准技术可替代复杂的光学瞄准系统,实现运载火箭发射前初始姿态的确定。

关键词:运载火箭;捷联惯组;全自主对准;杆臂效应;卡尔曼滤波;初始姿态

中图分类号:V1 **文献标志码:**A

DOI:10.19328/j.cnki.1006-1630.2018.05.016

Application of Autonomous Alignment for Strapdown Inertial Measurement Unit on Launch Vehicle

PEI Zhonghai, YU Xuehao, WANG Peng, ZHOU Ruhao, ZHOU Jing

(Shanghai Institute of Spaceflight Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: Traditionally, before the launch vehicle is launched, the initial azimuth angle is usually determined by optical aiming and the attitude information is obtained by self-alignment computation of a strapdown inertial system. Against the background of a novel launch system which can provide an easy and quick launch, this paper mainly studies the autonomous alignment technique dedicated to the slightly shaking launch vehicle affected by wind gust and other disturbing factors in the launch field. The characteristics of the autonomous technique involved in the launch vehicle are analyzed, and two alignment methods are utilized. One is the analytical alignment method taking the inertial system as the reference, and the other is the fine alignment method based on Kalman filter. Furthermore, this paper also makes an in-depth analysis of the highly precise autonomous alignment technique and its application in the launch vehicle. Finally, the solution is verified through the relative experiment. Based on the real data collected from the maiden flight of a new generation of the launch vehicle, it is proved that the newly proposed autonomous alignment technique can be used to determine the initial attitude of the launch vehicle, replacing complicated optical aiming system.

Keywords: launch vehicle; strapdown inertial measurement unit; autonomous alignment; lever arm effect; Kalman filter; initial attitude

0 引言

实现初始对准是惯导系统正常工作的基本条件。对惯导系统自对准技术进行研究,有助于提高对准精度,缩短对准时间,从而有效提升载体的导航

精度和快速反应能力。国内外对惯导系统自对准技术已进行了多年研究,并取得了多方面的研究成果。运载火箭全自主对准功能是指在火箭起飞前实时计算火箭的当前姿态,敏感箭体晃动引起的姿态变化,

收稿日期:2018-02-11;修回日期:2018-04-12

基金项目:装备预研项目(30506020307)

作者简介:裴忠海(1983—),男,硕士,高级工程师,主要研究方向为运载火箭控制系统。

为起飞前导航提供满足精度要求的俯仰、偏航和滚动角初值。文献[1]提出了一种适用于导弹晃动环境的水平对准算法。文献[2]对系泊状态下影响舰载导弹初始对准精度的因素进行了分析,并提出了补偿方案。文献[3]研究了车载惯导粗对准和精对准方法。我国现役运载火箭和新一代运载火箭均未实现全自主对准功能,普遍采用光学瞄准系统确定火箭发射前的初始姿态。该方案不仅需要投入大量设备,增加靶场地面瞄准设施的建设成本和火箭本身的研制成本,而且发射前瞄准流程繁琐,对环境要求较高,不符合运载火箭低成本、快速发射的发展趋势^[4]。

目前,我国运载火箭光学捷联惯组系统(激光/光纤)已基本取代平台系统。随着组合导航系统的成熟应用和高精度捷联惯组的工程应用,精度高、适应性强的全自主对准算法有助于实现运载火箭发射前的初始对准。采用全自主对准技术,可不依赖地面的瞄准设备,简化火箭瞄准测试流程,缩短发射测试时间,提高全箭发射的机动性。

1 运载火箭全自主对准特点

在运载火箭初始对准过程中,箭体易受发射场阵风等干扰因素的影响,这会导致惯导系统产生角晃动与线晃动,晃动角幅值最大可达十几角分。运载火箭初始对准技术必须具有抗晃动干扰能力。捷联惯组安装于末子级仪器舱,距火箭底部有一定距离,箭体晃动会产生杆臂效应,且惯组存在一定的线晃动。初始对准的目标是在晃动干扰的环境下,利用惯导系统惯性传感器测量输出,运用特定的数据处理方法,降低或消除晃动干扰的不利影响,实时获得惯导系统坐标系与当地水平基准面之间的夹角。运载火箭对对准精度、对准时间、姿态解算周期和姿态实时性有较严格的要求。对捷联惯组全自主对准技术的研究工作需针对火箭实际发射特点,从以下三方面展开:结合环境条件和发射场的地理位置,对全自主对准性能要求和具体流程进行分析;考虑到初始对准中惯性器件精度对惯组系统对准精度影响很大,为提高自主对准精度,还需从工程应用角度提高捷联惯组陀螺的精度;开展全自主对准算法验证试验是确保对准方案正确的重要环节,关键是要模拟实际发射时的状态和环境条件,并能实时得到理论姿态信息,进行自对准精度考核。

2 运载火箭全自主对准算法

2.1 坐标系定义

坐标系具体定义如下:

1) 经线地球坐标系(e_0 系)。用 $o_{e_0} - x_{e_0} y_{e_0} z_{e_0}$ 表示;以地球中心为原点 o_{e_0} ; $o_{e_0} y_{e_0}$ 轴和地球自转轴重合; $o_{e_0} z_{e_0}$ 轴在赤道平面内指向对准开始时刻 t_0 惯组所在经线; $o_{e_0} x_{e_0}$ 轴在赤道平面内; $o_{e_0} x_{e_0}$ 、 $o_{e_0} y_{e_0}$ 、 $o_{e_0} z_{e_0}$ 轴构成右手坐标系,该坐标系与地球固连,随地球一同转动。

2) 经线地心惯性坐标系(i_0 系)。用 $o_{i_0} - x_{i_0} y_{i_0} z_{i_0}$ 表示,该坐标系是在粗对准的起始时刻经线地球坐标系在惯性空间形成的坐标系。

3) 箭体坐标系(b 系)。用 $o_b - x_b y_b z_b$ 表示;坐标系原点 o_b 位于火箭的瞬时质心; $o_b x_b$ 轴与箭体纵轴重合,指向头部为正; $o_b y_b$ 轴在箭体纵向对称面内,与 $o_b x_b$ 轴垂直,指向上为正; $o_b z_b$ 由右手直角坐标系法则确定。

4) 箭体惯性坐标系(i_{b0} 系)。用 $o_{i_{b0}} - x_{i_{b0}} y_{i_{b0}} z_{i_{b0}}$ 表示,该坐标系是在粗对准的起始时刻箭体坐标系在惯性空间形成的坐标系。

5) 北天东坐标系(t 系)。用 $o_t - x_t y_t z_t$ 表示;以坐标原点为发射点; $o_t x_t$ 轴指向北, $o_t z_t$ 轴指向东, $o_t y_t$ 轴垂直向上,由此构成右手坐标系。

6) 当地水平面坐标系(发射点重力坐标系 g 系)。用 $o_g - x_g y_g z_g$ 表示;以坐标原点为发射点; $o_g x_g$ 轴在发射点水平面内,指向当前发射方向; $o_g y_g$ 轴垂直向上,与北向基准坐标系 $o_g y_t$ 轴重合,发射时 $o_g x_g$ 轴与北向基准坐标系 $o_g x_t$ 轴相差的角度为当前发射方位角。

2.2 全自主对准算法

火箭在恶劣的晃动环境下,由晃动引起的干扰角速度远大于地球自转角速度。陀螺仪输出信号中的信噪比十分低,且干扰角速度具有较宽的频带,因此很难在陀螺仪输出中将地球自转角速度信息提取出来。地球自转角速度 ω_{ie} 是一个已知的恒定值,只要时间确定,重力加速度 g 在惯性空间内的方向改变就包含了地球的真北信息,基于惯性系的对准就是利用这一基本原理进行。该算法中,姿态矩阵被分解成 5 个矩阵求取,所用到的信息包括火箭箭体晃动姿态变化信息、重力加速度相对惯性空间随地

球旋转引起的方向变化信息、地球自转信息、地理信息和发射方位角信息。应用惯性凝固假设,建立箭体惯性坐标系,使箭体相对箭体惯性坐标系的姿态阵初值为单位阵,然后进行姿态更新解算。精对准采用卡尔曼滤波完成姿态修正。

2.2.1 凝固解析对准

基于重力加速度 g 在惯性坐标系内的运动轨迹包含地球自转方向的原理,利用惯性空间中不同时刻的重力加速度作为参考矢量,实现凝固解析对准^[5-6]。凝固解析对准基本计算过程为

$$[C_{\text{b}}^{\text{e}}]_{\text{i}} = C_{\text{t}}^{\text{e}} C_{\text{e}_0}^{\text{e}} C_{\text{i}_0}^{\text{e}_0}(t) [C_{\text{i}_0}^{\text{b}_0}]_{\text{i}} [C_{\text{b}_0}^{\text{i}_0}(t)]_{\text{i}} \quad (1)$$

式中: C_{t}^{e} 为 t 系至 g 系的转换矩阵,由发射方位角确定; $C_{\text{e}_0}^{\text{e}}$ 为 e_0 系至 t 系的转换矩阵,由箭体所在地地理位置精确求得; $C_{\text{i}_0}^{\text{e}_0}(t)$ 为 i_0 系至 e_0 系的转换矩阵,由两坐标系的定义可知,该矩阵为时间 t 的函数,当 t 已知时,该矩阵为一确定矩阵; $C_{\text{b}_0}^{\text{i}_0}$ 为 b 系至 i_0 系的转换矩阵,可利用陀螺仪输出的 b 系相对于 i_0 系的角运动信息,通过姿态跟踪算法实时求解; $C_{\text{i}_0}^{\text{b}_0}$ 为 i_0 系与 i_0 系之间的转换矩阵,因该矩阵不随时间变化且与箭体的运动状态无关,为一定常矩阵,故通过在这 2 个惯性空间内分别测量 2 个不共线矢量来求取。取

$$C_1 = \begin{bmatrix} (v_{T_1}^{\text{i}_0})^T \\ (v_{T_1}^{\text{i}_0} \times v_{T_{\text{cd}}}^{\text{i}_0})^T \\ ((v_{T_1}^{\text{i}_0} \times v_{T_{\text{cd}}}^{\text{i}_0}) \times v_{T_1}^{\text{i}_0})^T \end{bmatrix}^{-1} \quad (2)$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} (v_{T_1}^{\text{i}_0})^T \\ (v_{T_1}^{\text{i}_0} \times v_{T_{\text{cd}}}^{\text{i}_0})^T \\ ((v_{T_1}^{\text{i}_0} \times v_{T_{\text{cd}}}^{\text{i}_0}) \times v_{T_1}^{\text{i}_0})^T \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$C_{\text{b}_0}^{\text{i}_0} = C_1 C_2 \quad (4)$$

式中: T_1 为粗对准前一阶段时间; T_{cd} 为粗对准全阶段时间; $v_{T_1}^{\text{i}_0}$ 为捷联惯组加表信息 T_1 时间内累加值; $v_{T_{\text{cd}}}^{\text{i}_0}$ 为捷联惯组加表信息 T_{cd} 时间内累加值。

解析自对准工作原理如图 1 所示。

2.2.2 卡尔曼滤波对准

采用卡尔曼滤波器对导航系下的失准角进行估计和闭环补偿,提高对准精度。以消除杆臂效应的水平速度误差作为滤波观测量,对姿态误差进行估计和补偿^[7],即

$$Z_{\text{d}} = \begin{bmatrix} v_x^{\text{t}} \\ v_z^{\text{t}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} v_{\text{gb}}^{\text{t}}(1) \\ v_{\text{gb}}^{\text{t}}(3) \end{bmatrix} \quad (5)$$

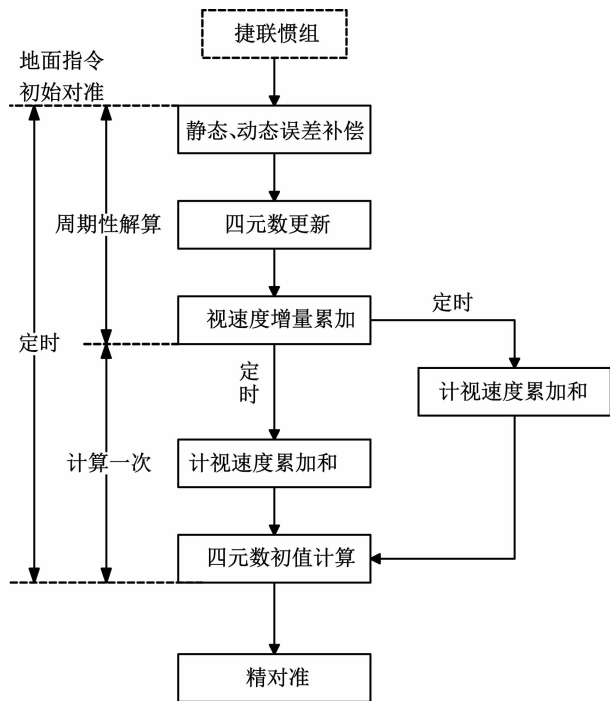


图 1 解析自对准示意图

Fig. 1 Schematic diagram of analytical self-alignment

$$v_{\text{gb}}^{\text{t}} = C_{\text{b}}^{\text{t}} \begin{bmatrix} \Delta\theta_{\text{A-by}} r_{\text{A-z}}^{\text{dmn}} - \Delta\theta_{\text{A-bz}} r_{\text{A-y}}^{\text{dmn}} \\ \Delta\theta_{\text{A-bz}} r_{\text{A-x}}^{\text{dmn}} - \Delta\theta_{\text{A-bx}} r_{\text{A-z}}^{\text{dmn}} \\ \Delta\theta_{\text{A-bx}} r_{\text{A-y}}^{\text{dmn}} - \Delta\theta_{\text{A-by}} r_{\text{A-x}}^{\text{dmn}} \end{bmatrix} / \Delta T_{\text{NAV}} \quad (6)$$

式中: v_x^{t} 、 v_z^{t} 分别为捷联惯组 x 和 z 方向当前拍的 t 系速度,初值装订; ΔT_{NAV} 为运算周期; $\Delta\theta_{\text{A-bx}}$ 、 $\Delta\theta_{\text{A-by}}$ 、 $\Delta\theta_{\text{A-bz}}$ 分别为动态误差补偿后,捷联惯组 A 的三方向角增量; $r_{\text{A-x}}^{\text{dmn}}$ 、 $r_{\text{A-y}}^{\text{dmn}}$ 、 $r_{\text{A-z}}^{\text{dmn}}$ 分别为捷联惯组 A 安装位置处的三方向杆臂长度,常值装订; C_{b}^{t} 为捷联惯组 A 当前拍的姿态转换矩阵; Z_{d} 为惯组精对准观测量。

惯组精对准工作原理如图 2 所示。

2.2.3 杆臂补偿方法

因箭体晃动引起的杆臂效应,对自对准精度有较大的影响,故需研究杆臂误差补偿方法。

由杆臂长度、角速度和角加速度可计算出杆臂效应加速度,在加速度计的输出信号中补偿干扰加速度。角速度和角加速度可由陀螺的输出得到^[8]。由杆臂效应产生的加速度测量误差为

$$\Delta f_{\text{ib}}^{\text{b}} = \dot{\omega}_{\text{ib}}^{\text{b}} \times r_{\text{ib}}^{\text{b}} + \omega_{\text{ib}}^{\text{b}} \times (\omega_{\text{ib}}^{\text{b}} \times r_{\text{p}}^{\text{b}}) = \begin{bmatrix} -(\omega_y^2 + \omega_z^2) & \omega_x \omega_y - \dot{\omega}_z & \omega_x \omega_z + \dot{\omega}_y \\ \omega_x \omega_z + \dot{\omega}_z & -(\omega_x^2 + \omega_z^2) & \omega_y \omega_x - \dot{\omega}_x \\ \omega_x \omega_z - \dot{\omega}_y & \omega_y \omega_x - \dot{\omega}_x & -(\omega_y^2 + \omega_x^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_{\text{px}}^{\text{b}} \\ r_{\text{py}}^{\text{b}} \\ r_{\text{pz}}^{\text{b}} \end{bmatrix} =$$

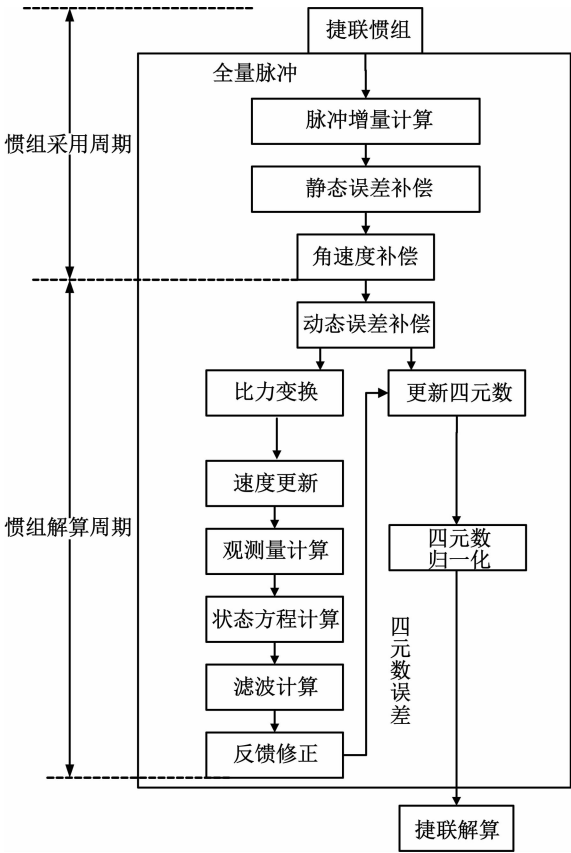


图 2 精对准示意图

Fig. 2 Schematic diagram of precise alignment

$$\begin{bmatrix} -(\omega_y^2 + \omega_z^2) & \omega_x \omega_y - \dot{\omega}_z & \omega_x \omega_z + \dot{\omega}_y \\ \omega_x \omega_z + \dot{\omega}_z & -(\omega_x^2 + \omega_z^2) & \omega_y \omega_x - \dot{\omega}_x \\ \omega_x \omega_x - \dot{\omega}_y & \omega_y \omega_x - \dot{\omega}_x & -(\omega_y^2 + \omega_x^2) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_{px}^b \\ r_{py}^b \\ r_{pz}^b \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中： r_p^b 为惯组加速度计偏离摇摆中心的距离，即杆臂长度； $\dot{\omega}_{ib}^b$ 为 b 系相对于 i 系的运动角加速度。如果已知杆臂长度 r_p^b 、角速度 ω_{ib}^b 和角加速度 $\dot{\omega}_{ib}^b$ ，就可计算出杆臂效应加速度，然后对加速度计的输出信号进行补偿。

3 运载火箭全自主对准精度分析

在基于惯性系的对准算法中，矩阵 C_t^e 是发射方位角 A_0 的函数，矩阵 C_e^e 是对准地点纬度 L 的函数， $C_{i_0}^e(t)$ 是对准持续时间 $\Delta t = t - t_0$ 的函数，而 A_0 、 L 和 Δt 均可准确得到，故可认为在矩阵 C_e^e 和 $C_{i_0}^e(t)$ 的求解中未引入误差。对准误差在求解 $C_{ib_0}^i(t)$ 和 $C_{i_0}^{i_0}$ 时引入。

3.1 $C_{ib_0}^i(t)$ 矩阵的误差分析

因箭体系 b 系到箭体凝固系 i_{b_0} 系的姿态转移阵是通过陀螺的输出信息进行四元数更新实时解算而来，故陀螺的输出误差是影响该矩阵的主要因素。

$C_{ib_0}^i(t)$ 的微分方程为

$$\begin{aligned} \dot{C}_{ib_0}^i(t) &= C_{ib_0}^i(t) \cdot (\omega_{ib}^b \times) \\ C_{ib_0}^i(t_0) &= I \end{aligned} \quad (8)$$

实际计算坐标变换矩阵 $\hat{C}_{ib_0}^i(t)$ 为

$$\begin{aligned} \dot{\hat{C}}_{ib_0}^i(t) &= \hat{C}_{ib_0}^i(t) \cdot (\omega_{ib}^b \times) \\ \hat{C}_{ib_0}^i(t_0) &= I \end{aligned} \quad (9)$$

式中： $\omega_{ib}^b = \omega_{ib}^b + \varepsilon^b$ ，为陀螺的测量角速度； ε^b 为陀螺的常值漂移和随机漂移。

计算箭体惯性坐标系 i'_{b_0} 与实际箭体惯性坐标系 i_{b_0} 之间存在的失准角 $\varphi^{i'_{b_0}}$ ，则有

$$\hat{C}_{ib_0}^i(t) = [I - (\varphi^{i'_{b_0}} \times)] C_{ib_0}^i(t) \quad (10)$$

记 $\delta C_{ib_0}^i(t) = \hat{C}_{ib_0}^i(t) - C_{ib_0}^i(t)$ ，对 $\delta C_{ib_0}^i(t)$ 求微分，略去高阶小量可得

$$\dot{\varphi}^{i'_{b_0}} = -C_{ib_0}^i(t) \varepsilon^b \quad (11)$$

由上式可知， $C_{ib_0}^i(t)$ 的求解误差主要受 ε^b 影响。因对准时间通常较短，且陀螺漂移 ε^b 较小，故在对准中 $C_{ib_0}^i(t)$ 的求解误差极小。

3.2 $C_{i_0}^{i_0}$ 的误差分析

记加速度计的测量值为 $\hat{f}^b = f^b + \nabla^b$ ， ∇^b 为加速度计常值漂移和随机漂移。加速度计测量值经 $C_{ib_0}^i(t)$ 变换后得

$$\begin{aligned} \hat{f}_{b_0}^i &= \hat{C}_{ib_0}^i(t) \hat{f}^b = [I - (\varphi^{i'_{b_0}} \times)] C_{ib_0}^i(t) (f^b + \nabla^b) \approx \\ & f_{b_0}^i - (\varphi^{i'_{b_0}} \times) f_{b_0}^i + \nabla^b \end{aligned} \quad (12)$$

设计算地心惯性坐标系与实际地心惯性坐标系之间存在失准角 φ^{i_0} ，则

$$\hat{C}_{i_0}^{i_0} = [I - (\varphi^{i_0} \times)] C_{i_0}^{i_0} \quad (13)$$

整理略去高阶小量，可得

$$\varphi^{i_0} = \begin{bmatrix} \varphi_x^{i_0} \\ \varphi_y^{i_0} \\ \varphi_z^{i_0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\varepsilon_y^{i_0}}{\omega_{ie}} - \frac{\nabla_y^{i_0}}{2g} \sin L \\ \frac{\nabla_z^{i_0}}{g} \cos L - \frac{\nabla_x^{i_0}}{g} \sin L \\ \frac{\varepsilon_x^{i_0}}{\omega_{ie}} \tan L + \frac{\nabla_y^{i_0}}{g} \cos L \end{bmatrix} \quad (14)$$

由式(14)可知，矩阵 $C_{i_0}^{i_0}$ 的理论精度取决于器件偏差^[9-10]。

4 全自主对准在运载火箭上的应用分析

全自主对准输入为捷联惯组测量数据。全自主对准在方案设计时考虑了相关环境和可靠性因素,对所用数据进行了如下处理:

1) 捷联全量输出。捷联系统陀螺和加速度计的输出信息,一定程度上可降低数据传输中错拍和漏拍带来的不利影响,也可减少由数据传输有效位数引起的精度损失。

2) 杆臂效应分析处理。杆臂效应会严重影响捷联惯导系统的初始对准精度。算法中设计了杆臂效应补偿方案。

3) 方位对准结果处理。基于惯性系的对准方法对静基座和晃动环境都适用,能有效隔离外界晃动干扰,具有很好的抗干扰作用,对准时间适中,水平对准精度较高。考虑到箭体的实际晃动,通过对大量试验数据的分析可知,方位角精对准结果可选择精度稳定的时间段进行平均处理。因在箭体实际晃动中,方位角始终不变,故仅需通过精对准算法跟踪水平角的变化。

5 试验验证与飞行结果分析

5.1 验证试验

采用高精度位置转台和光纤捷联惯组测试系统进行试验。试验前,将光纤惯组安装在三轴位置转台上,利用惯组上的棱镜确定惯组方位与转台框架角之间的关系,建立基准方位。自对准试验场景如图3所示。



图3 自对准试验场景

Fig. 3 Scene of alignment experiment

对转台执行不同的姿态指令,模拟运载火箭发射时的晃动条件,所得对准结果如图4~6和表1所示。

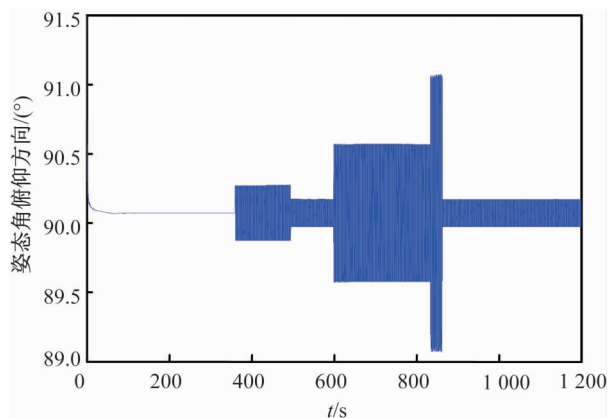


图4 俯仰对准结果

Fig. 4 Pitching result of alignment

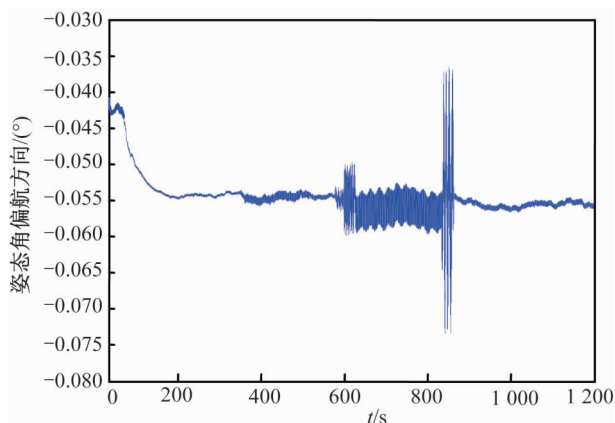


图5 偏航对准结果

Fig. 5 Yawing result of alignment

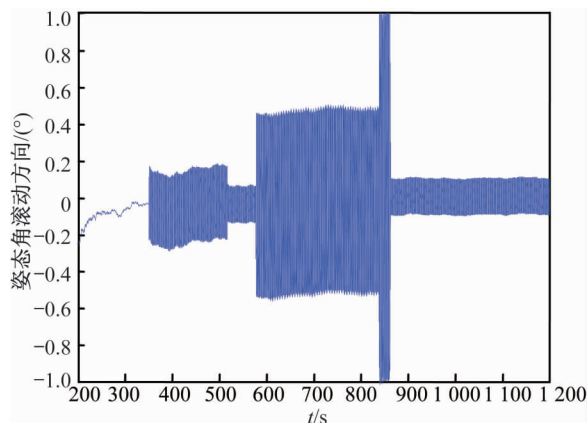


图6 滚动对准结果

Fig. 6 Rolling result of alignment

由表1可见,多种条件下的试验结果基本一致,凝固解析对准和卡尔曼滤波精对准均能很好地跟踪惯组的晃动,对准精度均在 $3'$ 以内。

表 1 高精度光纤惯组自对准动态验证试验结果

Tab. 1 Result of highly precise alignment of fiber-optic gyroscope inertial measurement unit dynamic experiment

序号	转台位置/(°)			环境条件	光学瞄准 方位/(°)	解析对准 方位角误差/(′)	滤波对准 方位角误差/(′)
	内框	中框	外框				
1	90	0.03	156.7	静止状态	8.772	−1.800	0.480
2	90	0.03	146.7	静止状态	−1.228	−0.300	0.420
3	90	0.03	156.7	y 向晃动幅值 0.1°, 频率 1 Hz	8.772	−0.840	−1.080
4	90	0.03	146.7	y 向晃动幅值 0.1°, 频率 1 Hz	−1.228	0.900	0.840
5	90	1.03	156.7	y 向晃动幅值 0.2°, 频率 1 Hz	8.772	3.120	1.320
6	90	0.03	147.7	滚动和俯仰随机晃动变化	0	0.780	1.680

5.2 飞行试验结果

2015 年 9 月 20 日,新一代运载火箭在太原卫星发射中心首飞取得圆满成功。该火箭控制系统采用双捷联惯组冗余方案。根据火箭发射起飞前数据进行全自主对准解算,所得光纤惯组全自主对准结果如图 7 所示。

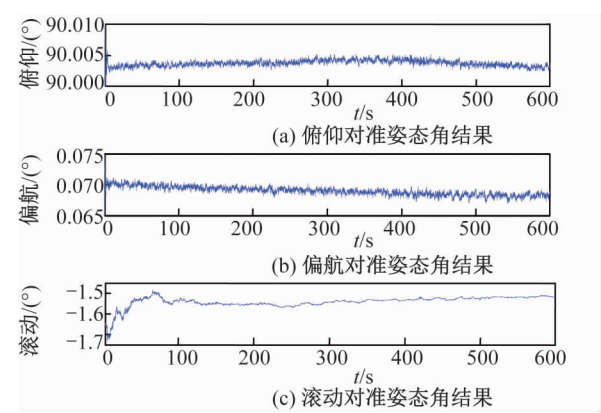


图 7 光纤惯组全自主对准结果

Fig. 7 Result of fiber-optic gyroscope inertial measurement unit alignment experiment

由全自主对准结果可见,光纤惯组能实现快速对准,且能跟踪上箭体的微幅晃动。光纤惯组的水平角对准精度较高,与箭机解算结果一致。方位角对准精度约为 10′。

6 结束语

本文对捷联惯组全自主对准技术在运载火箭上的应用进行了分析,结合运载火箭的特点,设计了凝固解析粗对准算法与卡尔曼滤波精对准算法,并对杆臂效应进行了补偿。试验结果和飞行数据分析结果表明:利用本文提出的全自主对准算法可实现运载火箭发射前的捷联惯组初始对准。为满足运载火

箭低成本和快速发射的需求,全自主对准技术将逐步应用于运载火箭,代替光学瞄准系统。

参考文献

[1] 曲从善,谭营,许化龙. 导弹高精度快速水平对准算法[J]. 上海航天, 2009, 26(4): 17-20.

[2] 周丽弦,崔中兴. 系泊状态下舰载导弹自主式初始对准研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(1): 86-89.

[3] 王立冬,鲁军. 摇摆状态下车载捷联惯导系统初始对准方法研究[J]. 电光与控制, 2007, 14(4): 131-134.

[4] 彭蓉,严恭敏,秦永元. 箭载捷联惯导系统水平自对准的两种实用方法[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(4): 428-435.

[5] 秦永元,严恭敏,顾冬晴,等. 摇摆基座上基于信息的捷联惯导粗对准研究[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(5): 681-684.

[6] GAIFFE T, COTTREAU Y, FAUSSOT N, et al. Highly compact fiber optic gyrocompass for applications at depths up to 3000 meters[C]//International Symposium on Underwater Technology. 2000: 155-160.

[7] KONG X Y. Highly INS algorithm using quaternion model for low cost IMU[J]. Robotic and Autonomous Systems, 2004, 46(4): 221-246.

[8] 程向红,仲小丽,冉昌艳,等. 箭载 SINS 杆臂效应频域处理方法[J]. 中国惯性技术学报, 2013, 21(1): 61-64.

[9] 严恭敏,秦永元,卫育新,等. 一种适用于 SINS 动基座初始对准的新算法[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(3): 634-637.

[10] 练军想,汤勇刚,吴美平,等. 捷联惯导惯性系动基座对准算法研究[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(5): 96-99.

(本文编辑:李栋颢)