

固体运载火箭捷联惯导快速水平对准研究

任玉川, 蔡虹曼, 邵会兵
(北京控制与电子技术研究所, 北京 100038)

摘要: 传统的水平对准由于采用了复杂的滤波环节, 需要较长的时间来完成水平对准工作, 难以满足固体运载火箭捷联惯导快速水平对准的需求。为了满足固体运载火箭的快速发射需求, 研究了一种基于导航方式的快速水平对准方法, 仿真结果表明, 该方法能够在 15s 内完成捷联惯导的水平对准工作, 并且能够克服运载火箭扰动环境对水平对准精度的影响。

关键词: 固体运载火箭; 捷联惯导; 水平对准

中图分类号: TJ765.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 2095-8110(2014)01-0018-04

Research on Rapid Horizontal Alignment of Strap-down Inertial Navigation System on Solid Launch Vehicle

REN Yu-chuan, CAI Hong-man, SHAO Hui-bing
(China Beijing Institute of Control & Electronic Technology, Beijing 100038, China)

Abstract: Usually, complicated filter algorithm is adopted by the traditional horizontal alignment, which can not meet the rapid launching requirement of solid launch vehicle. In order to meet the rapid launching requirement of solid launch vehicle, a rapid horizontal alignment algorithm based on navigation is presented. The simulation results show that, by using this method, the inertial navigation system on the solid launch vehicle can finish horizontal alignment in less than 15 seconds. Also, this method is suitable for the shake environment of solid launch vehicle.

Key words: Solid launch vehicle; Strap-down inertial navigation system; Horizontal alignment

0 引言

小卫星市场的蓬勃发展以及军事航天领域对快速进入空间的迫切需求, 使得固体运载火箭成为世界各航天大国发展的重点之一^[1]。固体运载火箭可以实现军民两用小卫星的快速、低成本发射, 也可用于轨道转移飞行器以及超高声速飞行器等有效载荷的发射^[2-3]。

固体运载火箭在射前需进行初始对准, 一般分为通过光学瞄准进行的方位对准和运载火箭上捷联惯导测量进行的水平对准。传统上, 为了保证水平对准精度, 需要采用复杂的滤波环节来进行水平对准, 对准时间长达数分钟甚至长达数十分钟, 不利于固体运载火箭快速发射需求的实现。考虑到固体运载火箭射前的特点, 其环境条件为一种存在扰动的准静止条件, 因此, 提出了一种

基于导航方式的快速水平对准方法, 在短时间内根据导航速度误差估计出水平对准失准角, 并完成对水平对准角的修正, 从而快速完成固体运载火箭捷联惯导的快速水平对准工作。

1 基于导航方式的快速水平对准方法

1.1 坐标系定义

1.1.1 天北西坐标系 $O_n X_n Y_n Z_n$ (n)

坐标原点 O 取在载体质心处, $O_n Z_n$ 指向西 (与卯酉圈相切), $O_n Y_n$ 轴指北 (与子午圈相切), $O_n X_n Y_n Z_n$ 成右手直角坐标系。

1.1.2 箭体坐标系 $O_1 X_1 Y_1 Z_1$ (b)

原点在箭体质心; $O_1 X_1$ 沿箭体纵轴, 指向箭体前方, $O_1 Y_1$ 在箭体纵向平面内, 垂直于 $O_1 X_1$ 轴, 指向上为正; $O_1 X_1 Y_1 Z_1$ 为右手直角坐标系。

收稿日期: 2014-03-03; 修订日期: 2014-05-30。

作者简介: 任玉川 (1981-), 男, 高级工程师, 研究方向为初始对准技术以及惯性技术应用研究。

E-mail: ryc128@163.com

1.1.3 捷联惯导本体坐标系 $O_{bt}X_{bt}Y_{bt}Z_{bt}$ (bt)

该坐标系和捷联惯导本体固连,由捷联惯导本体安装基准面确定,在没有陀螺和加速度表在本体上安装误差的情况下,其三个轴与陀螺和加速度表的敏感轴平行。在没有弹性变形和本体在弹上安装误差时,该坐标系与箭体坐标系重合。

1.2 水平对准失准角估计方法原理

运载火箭箭体在射前经过物理调平,一般可保证捷联惯导的两个水平轴与水平面的夹角在2度以内,并且射前的方位对准工作提前完成,当箭上设备加电,完成快速水平对准并建立射前初始基准后即可快速发射。

该方法假设水平对准角度为0,结合方位对准角度,建立天北西坐标系导航所需的粗略初始基准,利用惯组的测量信息进行导航,同时利用导航速度对两个水平对准角的失准角进行估计,在射前对粗略初始基准进行修正,并结合方位对准信息建立火箭射前初始基准。该方法的原理框图如图1所示。

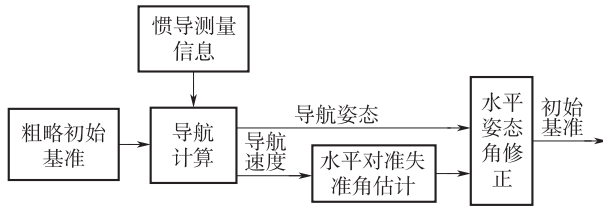


图1 水平对准原理图

Fig. 1 The scheme of horizontal alignment

设捷联惯导经过方位对准之后,可获得惯组本体坐标系与数学平台坐标系 n' 之间的方向余弦矩阵 $C_{n'}^{bt}$ 。设 n' 坐标系偏离 n 坐标系的失准角为 $\varphi_U, \varphi_N, \varphi_W$, 它们都是小角, 所以近似有

$$C_{n'}^{bt} = I - E \quad (1)$$

式中,

$$E = \begin{bmatrix} 0 & -\varphi_W & \varphi_N \\ \varphi_W & 0 & -\varphi_U \\ -\varphi_N & \varphi_U & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

如果能求得 φ_N, φ_W , 则按照下式修正可获得:

$$C_{bt}^n = C_{n'}^n C_{bt}^{n'} = (I + E) C_{bt}^{n'} \quad (3)$$

式中, $C_{bt}^{n'}$ 为粗对准得到的结果。因此对准问题转化为如何确定出 φ_N, φ_W 。

捷联式惯导系统的姿态误差角满足如下方程:

$$\dot{\varphi} = -\omega_{ie}^n \times \varphi - \varepsilon^n \quad (4)$$

即

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi}_U \\ \dot{\varphi}_N \\ \dot{\varphi}_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\omega_{ie} \cos L \\ 0 & 0 & \omega_{ie} \sin L \\ \omega_{ie} \cos L & -\omega_{ie} \sin L & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varphi_U \\ \varphi_N \\ \varphi_W \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \varepsilon_U \\ \varepsilon_N \\ \varepsilon_W \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, $[\varepsilon_E \ \varepsilon_N \ \varepsilon_U]^T$ 为捷联陀螺的等效随机常值漂移。

上式的解为:

$$\begin{cases} \varphi_U = \varphi_{U0} + u_U t - \frac{t^2}{2} \omega_{ie} u_W \sin L \\ \varphi_N = \varphi_{N0} + u_N t + \frac{t^2}{2} \omega_{ie} u_W \sin L \\ \varphi_W = \varphi_{W0} + u_W t - \frac{t^2}{2} \omega_{ie} (u_N \sin L - u_U \cos L) \end{cases} \quad (6)$$

式中, $\varphi_{U0}, \varphi_{N0}, \varphi_{W0}$, 分别为 $\varphi_U, \varphi_N, \varphi_W$ 的初值, 且

$$\begin{cases} u_U = -\varphi_{W0} \omega_{ie} \cos L - \varepsilon_U \\ u_N = \varphi_{W0} \omega_{ie} \sin L - \varepsilon_N \\ u_W = -\varphi_{N0} \omega_{ie} \sin L - \varphi_{U0} \omega_{ie} \cos L - \varepsilon_W \end{cases} \quad (7)$$

姿态误差角问题转化为确定其初值和等效常值漂移, 初始对准问题转化为参数辨识问题。

在晃动基座上, 加速度计感测两种成分: 重力加速度和晃动干扰加速度, 由于加速度表刻度因子以及安装误差已经得到补偿, 仅考虑加速度表零偏误差 $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 则加速度计的输出为:

$$\tilde{f}^b = -g^b + f_d^b + \nabla^b \quad (8)$$

$$\nabla^b = [\nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]^T \quad (9)$$

\tilde{f}^b 在导航坐标系 n' 内的分量为:

$$\begin{aligned} \tilde{f}^{n'} &= C_b^{n'} \tilde{f}^b = C_b^{n'} C_b^n \tilde{f}^b \\ &= C_b^{n'} \{ -g^n + f_d^n + \nabla^n \} \\ &= \begin{bmatrix} g + f_{dU} + \nabla_U \\ -g\varphi_W + f_{dN} + \nabla_N \\ g\varphi_N + f_{dW} + \nabla_W \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (10)$$

$[\nabla_U \ \nabla_N \ \nabla_W]^T = C_b^n \nabla^b$ 为等效加速度计

偏值。

$[f_{dW} \ f_{dN} \ f_{dW}]^T$ 为加速度计输出中的干扰加速度部分。

则 $\tilde{f}^{n'}$ 的水平分量为:

$$\begin{cases} f_W = g\varphi_N + f_{dW} + \nabla_W \\ f_{N'} = -g\varphi_W + f_{dN} + \nabla_N \end{cases} \quad (11)$$

将 φ_W 和 φ_N 表达式代入上式, 并在 $[0, t]$ 内积分, 得速度增量:

$$\Delta V_W(t) = (\nabla_W + g\varphi_{N0})t + \frac{t^2}{2}gu_N - \frac{t^3}{6}g\omega_{ie}\sin L + V_{dW} \quad (12)$$

$$\Delta V_N(t) = (\nabla_N - g\varphi_{W0})t - \frac{t^2}{2}gu_W + \frac{t^3}{6}g\omega_{ie}(u_N \sin L - u_U \cos L) + V_{dN} \quad (13)$$

短时间内, 忽略与时间相关的高阶小量可得:

$$\Delta V_W(t) = (\nabla_W + g\varphi_{N0})t + V_{dW} \quad (14)$$

$$\Delta V_N(t) = (\nabla_N - g\varphi_{W0})t + V_{dN} \quad (15)$$

利用 (14)、(15) 两式采用最小二乘方法进行参数辨识即可获得待求的水平对准失准角 φ_{N0} 与 φ_{W0} , 短时间内认为水平对准失准角无变化, 即 $\varphi_N \approx \varphi_{N0}; \varphi_W \approx \varphi_{W0}$, 从而, 利用公式 (1)、(2) 求得导航坐标系与数学平台系之间的方向余弦矩阵 C_n^a , 由公式 (3) 即可求取捷联惯导本体坐标系与导航坐标系之间的方向余弦矩阵, 从而完成快速水平对准工作。

1.3 方法精度分析

从 (12)、(13) 两式可看出: 在 $[0, t]$ 内的速度误差增量中, 水平姿态误差初值构成时间的一次方项, 包含陀螺等效北向漂移信息的 u_N 及包含方位误差角初值信息的 u_W 构成时间的二次方项, 而包含陀螺等效方位漂移信息的 u_U 构成时间的三次方项。

短时间 (如 15 s) 内, 可以认为

$$\Delta V_W(t) = (\nabla_W + g\varphi_{N0})t + V_{dW}$$

并依此关系式来对水平对准失准角 φ_{N0} 进行估计。由于误差项忽略所带来的误差分析如下:

$$\text{令 } a = \varphi_{N0} + \nabla_W + \frac{t}{2}u_N - \frac{t^2}{6}\omega_{ie}u_W \sin L$$

$$\delta = \sqrt{\nabla_W^2 + \left(\frac{t}{2}u_N\right)^2 + \left(\frac{t^2}{6}\omega_{ie}u_W \sin L\right)^2}$$

以纬度 40 度计, 考虑加速度表零位误差为

$10^{-4}g$, 陀螺常值漂移为 $0.09 (^\circ)/h$ 。则当 $t = 15s$ 时, 由于误差项忽略所引起的水平对准误差为 $\delta = 20.667''$ 。而在 15 s 内由于陀螺零漂所带来姿态导航误差小于 $1''$, 可忽略不计。分析表明, 该方法可实现 15 s 内水平对准 $1'$ 的精度指标需求。

2 仿真分析

设置仿真条件如下:

- 1) 箭体姿态扰动为 1Hz、3' 的正弦扰动;
- 2) 箭体切向加速度为 1Hz、 $0.7m/s^2$;
- 3) 初始水平姿态角误差分别为 1° 、 2° ;
- 4) 陀螺随机常值零偏为 $0.09 (^\circ)/h$, 随机游走

系数为 $0.009 (^\circ)/\sqrt{h}$;

- 5) 加速度表随机常值零偏为 $10^{-4}g$, 随机游走系数 $10^{-5}g/\sqrt{h}$ 。

捷联惯导真实姿态角如图 2 所示。水平对准失准角估计结果如图 3 所示, 由图可知水平对准失准角的估计结果在 15 s 内即可完成收敛。修正获取的水平对准角偏差如图 4 所示, 由图可知在 1s 内水平姿态角即可达到优于 $1'$ 的精度。在给定的载体动态环境以及主要惯性器件误差条件下, 该方法正确有效, 可满足指标要求。

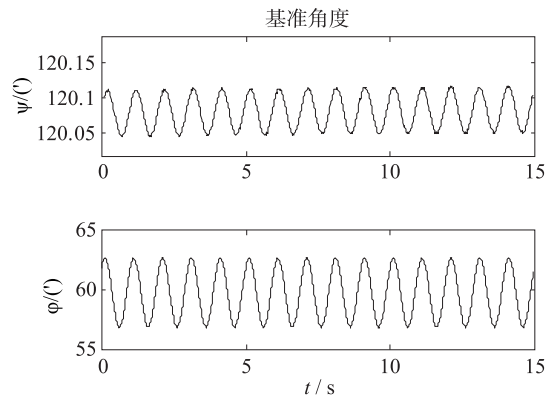


图 2 基准角情况

Fig. 2 The reference angles

3 结论

针对固体运载火箭快速发射的关键技术之一——扰动环境下的快速水平对准技术, 给出了一种基于导航方式的快速水平对准方法, 在短时间内根据导航速度误差估计出水平对准失准角, 并完成对水平对准角的修正, 从而快速完成固体运

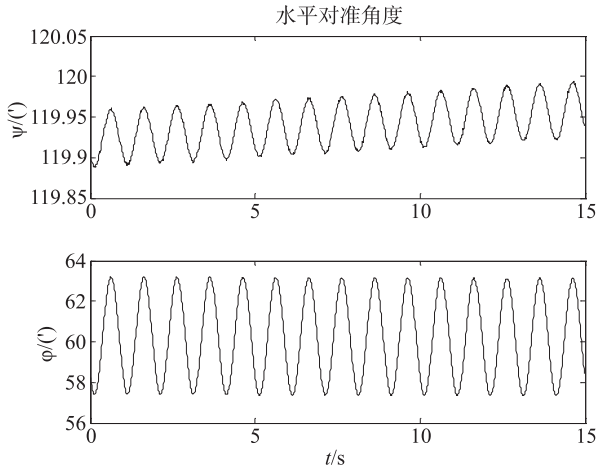


图3 水平对准估计结果

Fig. 3 The result of horizontal alignment

载火箭捷联惯导的快速水平对准工作。在设定的条件下，通过数字仿真分析，在15秒内水平姿态角即可达到优于1'的精度，验证了该方法的有效性，为固体运载火箭水平对准案设计以及工程化应用提供了一个技术途径。

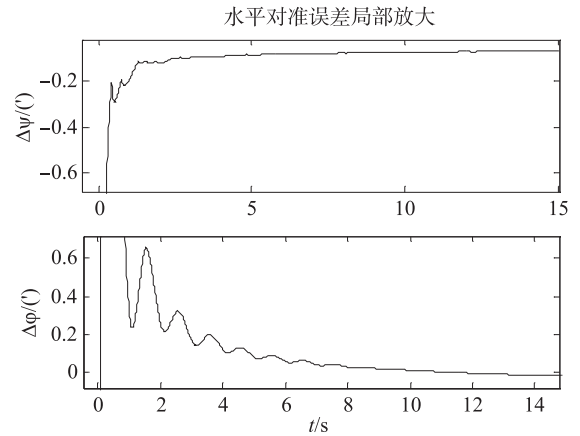
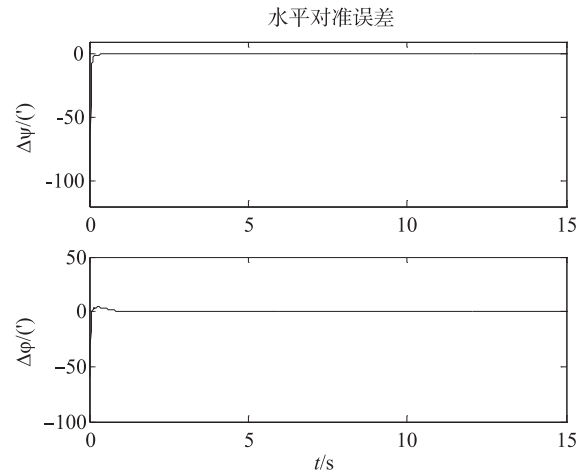


图4 水平对准误差

Fig. 4 Horizontal alignment precision

参考文献

[1] Ronald M Sega. Plan for operationally responsive space [C]. A Report for Congressional Defense Committees' 2007.
 [2] 潘清, 廖育荣, 等. 快速响应空间概念与研究进展 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2010. [Pan Qing, Liao Yu-rong. The concept and research progress of fast spatial response [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010.]

[3] 徐鹏. 美国快速响应作战发射技术的发展 [J]. 国际太空, 2006 (10): 18-21. [Xu Peng. The rapid response operation emission technology development of USA [J]. International Space, 2006 (10): 18-21.]