

运载火箭的距离惯性制导

郭孝宽 岳丕玉 安维廉

摘要

本文应用系统辨识和参数估计理论,提出了运载火箭的主动段距离惯性制导系统.系统的精度比现有惯性制导系统的精度有较大的提高.另外,这种技术还可推广到运载火箭的精度鉴定和精确的落点预报.

一、坐标系及转换

定义仿射惯性坐标系 $O-X_1X_2X_3$, 原点 O 与发射点惯性坐标系 $O-XYZ$ 的原点重合, OX_i 轴分别由 $\alpha_i, \beta_i (i=1, 2, 3)$ 角确定. 惯导系统的三块加速表在惯性平台上分别沿 OX_1, OX_2, OX_3 轴的方向安装. 各加速表敏感的加速度 \dot{W}_i 是火箭运动视加速度 \dot{W} 在各仿射基方向的正交投影, 由图 1 所示的几何关系得出, \dot{W} 在各仿射基上的正交投

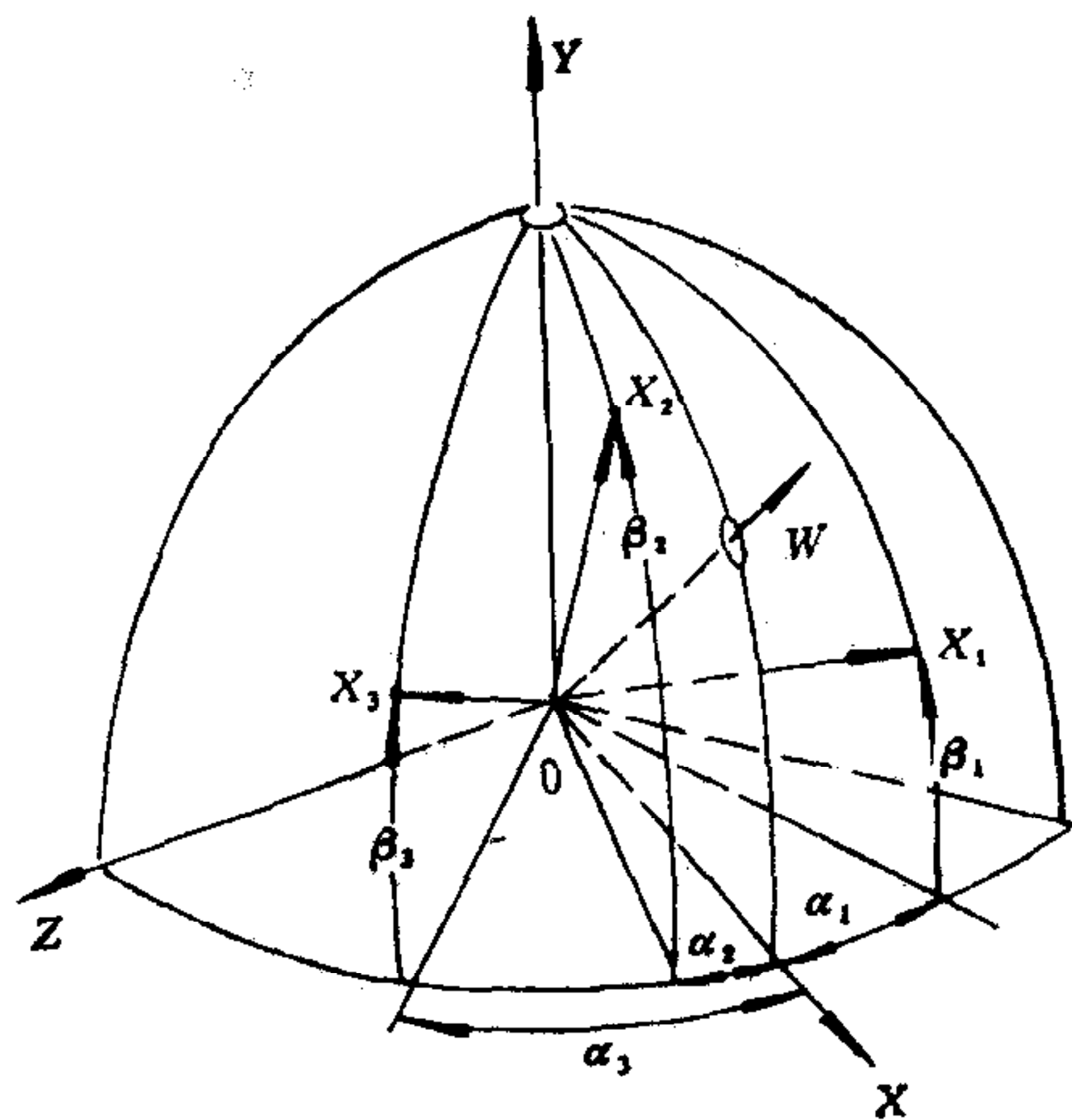


图 1

影 $\dot{W}_1, \dot{W}_2, \dot{W}_3$ 与 \dot{W} 在直交基上的正交投影 $\dot{W}_x, \dot{W}_y, \dot{W}_z$ 之间的关系

$$(\dot{W}_1 \dot{W}_2 \dot{W}_3)^T = A(\dot{W}_x \dot{W}_y \dot{W}_z)^T \quad (1)$$

式中

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{pmatrix}. \quad (2)$$

$$a_{i1} = \cos \alpha_i \cos \beta_i, \quad a_{i2} = \sin \beta_i, \quad a_{i3} = \sin \alpha_i \cos \beta_i. \quad (3)$$

因为 $O-XYZ$ 和 $O-X_1X_2X_3$ 都是惯性坐标系,所以,描述火箭运动速度和位置的矢量之间也有以上的转换关系.

二、惯导系统的误差模型

惯导系统的误差模型可以用加速表的测量误差公式来描述

$$\begin{pmatrix} \Delta \dot{W}_1 \\ \Delta \dot{W}_2 \\ \Delta \dot{W}_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta \dot{W}_{10} \\ \Delta \dot{W}_{20} \\ \Delta \dot{W}_{30} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \dot{W}_1 & 0 \\ 0 & \dot{W}_2 \\ 0 & \dot{W}_3 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} k_{w1} \\ k_{w2} \\ k_{w3} \end{pmatrix} + (\varphi_{ij}) \begin{pmatrix} \alpha_{x0} \\ \alpha_{y0} \\ \alpha_{z0} \end{pmatrix} + (\varphi_{tij}) \begin{pmatrix} k_{x0} \\ k_{y0} \\ k_{z0} \end{pmatrix} \\ + (\varphi_{wij}) \begin{pmatrix} k_{x1} \\ k_{y1} \\ k_{z1} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \dot{W}_{12} & 0 \\ \dot{W}_{22} & \\ 0 & \dot{W}_{32} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_{11} \\ \beta_{21} \\ \beta_{31} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \dot{W}_{11} & 0 \\ \dot{W}_{21} & \\ 0 & \dot{W}_{31} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \beta_{12} \\ \beta_{22} \\ \beta_{32} \end{pmatrix}. \quad (4)$$

式中

$\Delta \dot{W}_{i0}$ 为各表的偏置误差; k_{wi} 为各表的比例因子误差系数; α_x, α_z 为平台调平系统误差; α_y 为瞄准系统误差; k_{x0}, k_{y0}, k_{z0} 为平台与过载无关的漂移率; k_{x1}, k_{y1}, k_{z1} 为平台与过载一次方成比例的漂移率; t 为运载火箭的飞行时间;

$$(\varphi_{ij}) = A \begin{pmatrix} 0 & -\dot{W}_z & \dot{W}_y \\ \dot{W}_z & 0 & -\dot{W}_x \\ -\dot{W}_y & \dot{W}_x & 0 \end{pmatrix}, \quad (\varphi_{tij}) = t(\varphi_{ij}), \quad (\varphi_{wij}) = (\varphi_{ij}) \begin{pmatrix} \dot{W}_x & 0 \\ \dot{W}_y & \\ 0 & \dot{W}_z \end{pmatrix}. \quad (5)$$

根据加速表的安装工艺,确定正交系 $O-X_iX_{i1}X_{i2}$. β_{i1} 为第 i 块加速表绕 X_{i2} 轴的安装角误差; β_{i2} 为第 i 块加速表绕 X_{i1} 轴的安装角误差; \dot{W}_{i1} 为运载火箭沿 X_{i1} 轴方向的视加速度; \dot{W}_{i2} 为运载火箭沿 X_{i2} 轴方向的视加速度.

如果惯导系统只用于主动段制导,则主要讨论各项误差源引起惯导系统总的速度误差和位置误差.可以将平台系统的各项误差用等效的时变比例因子误差来描述.经过对具体的惯导系统误差特性的分析,可以写出这种误差模型

$$\begin{pmatrix} \Delta \dot{W}_1 \\ \Delta \dot{W}_2 \\ \Delta \dot{W}_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{W}_1 & 0 \\ \dot{W}_2 & \\ 0 & \dot{W}_3 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} k_1 \\ k_2 \\ k_3 \end{pmatrix}. \quad (6)$$

式中等效比例因子误差系数 k_i 是时变的,对于某些惯导系统可以考虑用二次曲线来描述

$$k_i(t) = k_{i0} + k_{i1}t + k_{i2}t^2. \quad (7)$$

将式(7)代入式(6)

$$\begin{pmatrix} \Delta \dot{W}_1 \\ \Delta \dot{W}_2 \\ \Delta \dot{W}_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{W}_1 & 0 \\ & \dot{W}_2 \\ 0 & \dot{W}_3 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} k_{10} \\ k_{20} \\ k_{30} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \dot{W}_1 t & 0 \\ & \dot{W}_2 t \\ 0 & \dot{W}_3 t \end{pmatrix} \begin{pmatrix} k_{11} \\ k_{21} \\ k_{31} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \dot{W}_1 t^2 & 0 \\ & \dot{W}_2 t^2 \\ 0 & \dot{W}_3 t^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} k_{12} \\ k_{22} \\ k_{32} \end{pmatrix}. \quad (8)$$

式(8)描述的误差模型中的系数矩阵为对角阵,将使弹上实时计算得到简化.在实际工作中,运用系统辨识理论,经过对具体的惯导系统的试验分析,最终确定出惯导系统的误差模型.

三、距离惯性制导

一个确定的惯导系统,在一次确定的飞行中产生的误差是确定的.通过外弹道精确测距,再利用式(8)或其它形式表示的误差模型,可以把这些确定的误差系数估计出来,进而估算出惯导系统的速度误差和位置误差,在制导系统中修正这些速度和位置误差后,即可提高制导精度.

距离惯性制导系统的量测方程为

$$Y(t) = C(t)K + V(t), \quad (9)$$

$$Y(t) = (y_i(t)) = X_I(t) - X_R(t). \quad (10)$$

式中 X_I 为惯导系统计算弹道的距离矢量; X_R 为测距系统给出的相应的弹道距离矢量; 误差系数阵 $K = (k_j)$, 量测矩阵 $C = (C_{ij})$, 其元素 C_{ij} 是量测值 y_i 对误差系数 k_j 的灵敏度

$$C_{ij} = \frac{\partial y_i}{\partial k_j}. \quad (11)$$

误差模型选定后,即可确定量测矩阵.

量测噪声 V 包括外弹道测距信息中的不确定因素,假设 V 的均值为零,而且与惯导误差系数 K 不相关.

通过 n 次量测,其精确的误差系数 K 的最优递推估算公式为

$$\hat{K}_n = \hat{K}_{n-1} + H_n(Y_n - C_n \hat{K}_{n-1}), \quad (12)$$

$$H_n = P_{n-1} C_n^T (\Sigma_n + C_n P_{n-1} C_n^T)^{-1}, \quad (13)$$

$$P_n = (I - H_n C_n) P_{n-1}. \quad (14)$$

式中 \hat{K}_n 为 $t = t_n$ 时 K 的估值; H_n 为增益矩阵; P_n 为估算误差的协方差矩阵; Σ_n 为量测噪声 V 的协方差矩阵.

P_n 和 \hat{K}_n 的初值是惯导系统误差系数的验前统计值,通常由飞行前的校准试验确定.

由式(12), (13), (14) 得到误差系数估值 \hat{K} 后,进一步可以得到惯导系统状态变量的估值 \hat{Z}_n .

$$\hat{Z}_n = Z_I + \Delta \hat{Z}_n, \quad (15)$$

$$\Delta \hat{Z}_n = D_n \hat{K}_n. \quad (16)$$

式中惯导系统输出的状态变量为 $Z_I = (v_{x1} v_{x2} v_{x3} x_1 x_2 x_3)^T$; \hat{Z}_n 为 $t = t_n$ 时 Z_I 的估值; $\Delta \hat{Z}_n$ 为 $t = t_n$ 时 Z_I 的偏差的估值; $D_n = (d_{ij})$ 为弹道函数矩阵,其元素 d_{ij} 是惯导系统的状态变量各分量对误差系数 k_j 的灵敏度函数,由具体的误差模型和实际的弹道参数

决定。

将式(15)给出的信息用于运载火箭的制导,即可提高运载火箭的制导精度。

综上所述,距离惯性制导系统的原理方块图如图 2 所示。

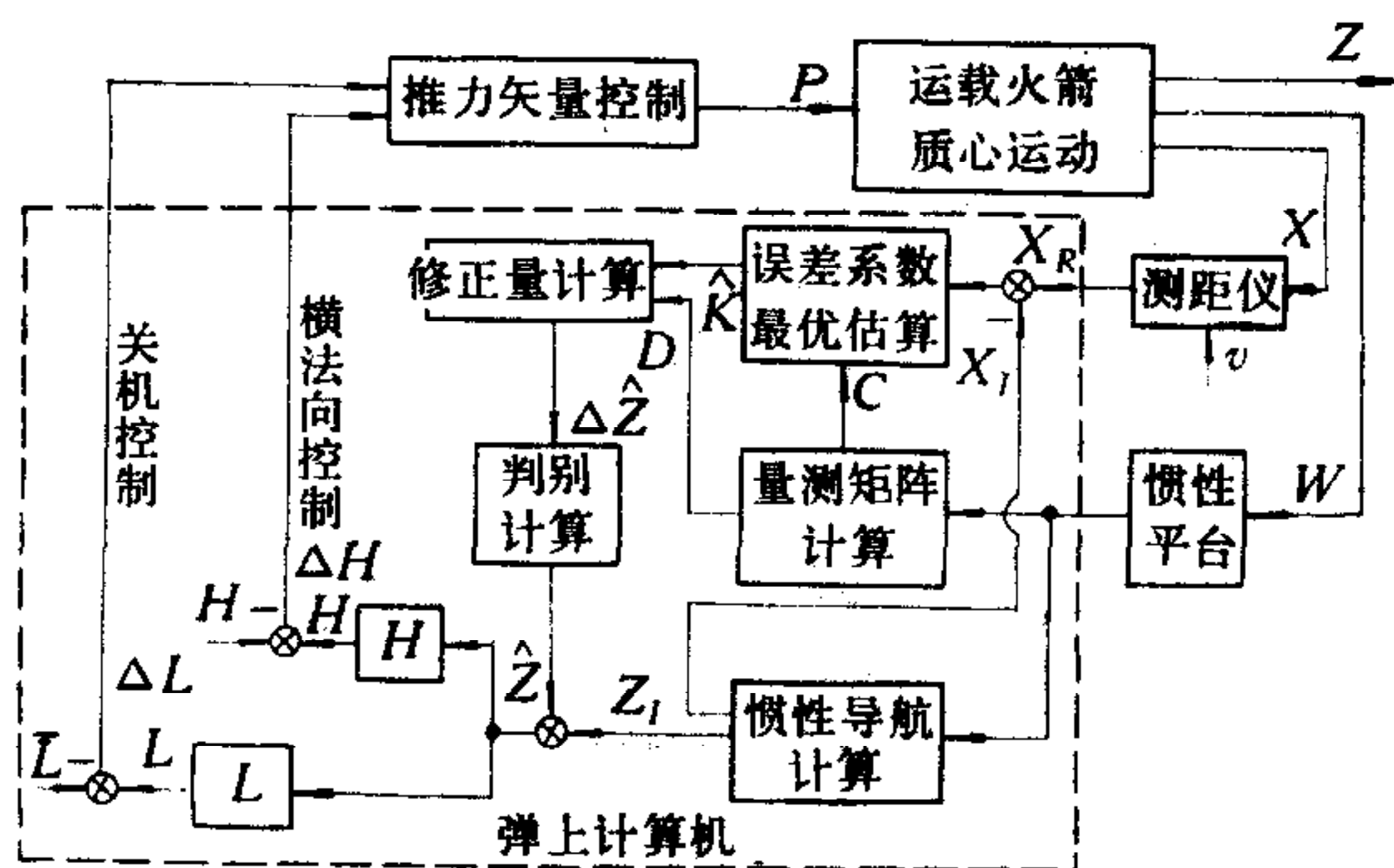


图 2

四、距离惯性制导的精度和特点

仿真计算和飞行试验结果表明,主动段距离惯性制导系统与由同样惯性器件构成的纯惯性制导系统相比,制导精度有较大幅度提高。这种组合制导与其它一些组合制导相比,提高精度的幅度大,付出的代价小。由于它只需要在发射区附近运载火箭飞行的主动段使用简单的测距设备,因而不仅发射准备容易而且受外界干扰的可能性很小;另外,由于纯惯性制导部分与距离惯性组合导航部分相对独立,组合导航给出的修正量经判别计算后再进行修正,因而距离信息的引入并不影响惯性制导系统本身的自主性和可靠性。

参 考 文 献

- [1] 钱学森、宋 健,工程控制论,科学出版社,1981.
- [2] 郭孝宽、岳丕玉,运载火箭的扰动预测制导,自动化学报,5(1979),第三期.
- [3] P. 艾克霍夫,系统辨识,科学出版社,1980.
- [4] R. Fuessel, A Method For Determining the Performance of a Precision Inertial Guidance System, AIAA 79-1891.

DISTANCE-INERTIAL GUIDANCE OF THE LAUNCH VEHICLE

GUO XIAOKUAN YUE PIYU AN WEILIAN

ABSTRACT

In this paper a distance-inertial guidance system in boost phase of the launch vehicle is presented by means of system identification and parameter estimation theory. The accuracy of the distance-inertial guidance system in boost phase is much higher than that of the current inertial guidance systems. Besides, the technique provided in this paper can be used to appraise the accuracy and predict the position of the impact point precisely in the inertial guidance system of the launch vehicle.