

## 《精确制导技术》专题文章导读

贾宏光

中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 新技术室

从第二次世界大战末期 V-2 火箭开始,精确制导技术逐渐成为武器系统核心研究领域之一。20 世纪 60-70 年代,精确制导技术在美国、前苏联及欧洲各个发达国家获得了空前发展,各种精确制导武器系统实现了实用化。我国在引进前苏联 SAM-2 导弹系统的基础上,也逐渐开展了各种精确制导技术及武器系统的研究、研制工作。近年来,随着国民经济的快速发展,国家对国防科研的大力投入,许多高校、研究所在“973”、“863”及各专项基金的支持下开展了从基础研究、预研,直到装备研制等全面、系列化的研究工作,取得了多项突出研究成果。同传统的武器系统相比,以精确制导技术为核心的武器系统具有效能高、打击效果好、附带损伤小、后勤压力小等多项突出优点,同时具有科技含量高、研制周期长、武器系统价格昂贵等特点。可以说,精确制导技术是一个国家国防工业、乃至综合国力的体现。随着科技进步,精确制导技术,特别是导弹技术向打击的快速性、精确性、高抗干扰能力、高可靠性方向发展。精确制导领域涉及的内容很多,系统仿真技术、捷联惯导技术、电动舵机技术是其中的几项关键技术。本专题是中国科学院长春光学精密机械与物理研究所新技术室科研人员在中国科学院三期创新项目支持下在以上几个方面开展研究工作的总结:文一《捷联式光学导引头的稳定、跟踪原理与系统仿真》建立了捷联式光学导引头的数学模型,详细地分析了各种误差的影响,通过仿真分析表明,气动弹性干扰对捷联式光学导引头和平台式光学导引头具有明显不同的影响,是前者跟踪误差的主要来源。文二《基于快速仿真原型的飞行器半物理仿真系统》设计了基于快速仿真原型技术的大闭环半物理飞行实时仿真系统。首次基于层次化、模块化的建模原则在 Matlab/Simulink 环境下建立了飞行器数学仿真模型,并通过实际飞行数据进行了有效的验证。文三《捷联惯导系统姿态解算的实现》则详细地论述了捷联惯导解算的硬件实现过程,并讨论了与硬件结构、算法相关的误差、解算周期等问题。文四《基于四元数法的捷联式惯性导航系统姿态解算》在验证四元数法的正确性和有效性的基础上提出了提高采样频率和采用高阶计算算法来进一步减小姿态解算误差的方法,并通过数字化仿真与转台实验验证了算法的正确性,给出了解算误差。文五《电动舵机伺服系统的模型辨识及其校正》基于全数字化电动舵机的特点,提出了一种频率特性自动测试方法,在此基础上对电动舵机系统的模型进行辨识,并对系统进行串联校正。上述文章不仅从理论上,而且从工程实现角度出发讨论了导弹中捷联制导、控制及执行等方面的一些关键问题,在此希望能够对从事精确制导技术研究的科研人员有所帮助,并请读者提出宝贵意见。

文章编号 1004-924X(2008)10-1942-07

# 捷联式光学导引头的稳定、跟踪原理与系统仿真

张跃,刘波,阎胜利

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所,吉林 长春 130033)

**摘要:**为研究捷联式光学导引头在系统中的应用,建立了该类导引头的数学模型。应用力学与空间飞行原理,针对捷联式俯仰、方位双框架光学导引头特点,研究其稳定和跟踪工作原理。进行了空间视线的坐标描述与变换,建立了载体扰动下导引头光轴稳定条件和导航解算算法。在此基础上,根据气动弹性振动一阶振型,并结合导引头模型进行系统飞行仿真分析。结果表明:采用远程稳定捷联式导引头方案,在有、无气动弹性干扰下的视线角偏差分别为  $0.5^\circ$  和  $0.005^\circ$ ,气动弹性的干扰使跟踪图像出现了抖动,导引头易丢失目标而无法实现跟踪功能;在一定视场条件下,通过对视线角速率的提取与低通滤波处理,有、无气动弹性干扰下输出的制导信号波动基本相同,末制导 CEP 约为 1 m。模型全面体现了捷联式导引头的稳定、跟踪原理以及噪声和干扰对其工作过程的影响。

**关键词:**捷联式光学导引头;稳定;跟踪;气弹干扰;系统仿真**中图分类号:**V448.13;TJ765.331 **文献标识码:**A**收稿日期:**2008-08-07;**修订日期:**2008-09-05.**基金项目:**中国科学院“三期创新”平台资助项目

# Strapdown optical seeker: stabilization, tracking principle and system simulation

ZHANG Yue, LIU Bo, YIN Sheng-li

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

**Abstract:** In order to get the characteristics of pitch and azimuth two-axis platform based on strapdown optical seeker working in missile, a mathematical model of the seeker is established. With mechanics and flight mechanism, the stabilization and tracking principle of the seeker are proposed. According to the model, the coordinate systems of the missile and seeker and their transformation are described. Meanwhile, the stability conditions of boresight of the seeker and the navigation algorithms under missile body disturbance are proposed. Based on the seeker model and the first rank syntonic model of a missile body, a ballistic trajectory is simulated. Simulation results show that the LOS biases of the seeker are  $0.5^\circ$  and  $0.005^\circ$  with and without pneumatic elastic disturbance to the missile body, respectively. With the disturbance, it is very difficult for the seeker to keep tracking. In a certain range of FOV, the guidance signal outputs are almost the same with and without the disturbance by filtering the LOS, also with the same CEP of 1 m. Experimental results show that proposed model can express stabilization and tracking principle of the seeker as well as its working characteristics on the conditions of the disturbance and signal noise.

**Key words:** strapdown optical seeker; stabilization; tracking; pneumatic elastic disturbance; system simulation

## 1 引 言

随着高精度惯性组合导航技术的发展以及高性能微处理机的进步,捷联式寻的制导及其数字控制技术成为小型、快速、低成本导引头的重要研究方向。捷联式寻的制导利用固联于载体基座上的陀螺或直接利用飞行器自动驾驶仪陀螺来测量载体的运动角速率,并结合框架轴上的测角器得到的信息,形成平台的稳定信号。

20 世纪 70 年代开始,国外对捷联式寻的制导技术开展了广泛而深入地研究,并提出了捷联式导引头的基本技术方案和原理<sup>[1-2]</sup>,抖动自适应等许多专项技术已经突破,目前捷联式导引头已有应用<sup>[3]</sup>。国内对该项技术的发展高度重视,已有关于数字稳定平台控制等方面的研究<sup>[4-5]</sup>,而对其系统性和总体性能的研究尚未进行。

采用惯性导航自动驾驶仪的陀螺来实现捷联式导引头的远程稳定,省略了万向支架内框架上的两个陀螺,使得制导与飞行控制逐渐融合,一

体化设计增强,但系统性影响因素也在增加。因而,有必要探索飞行器空间视线、运动参数、飞行干扰、导引头机电平台等系统的关系及工作原理;另一方面,由于导引头速率回路采用远程稳定控制,无法直接补偿飞行器气动弹性在导引头处的振动干扰,因此,有必要对捷联式导引头跟踪精度的影响因素、视线角速率提取方法等进行研究。

## 2 稳定平台结构与捷联式基本原理

在随飞行器飞行过程中,导引头应能消除飞行器角运动对光轴指向稳定所造成的影响,保证光轴快速平稳地跟踪目标,光学导引头稳定系统多采用万向支架式平台。本方案采用二轴稳定平台,内框架设计为俯仰转动,外框架设计为方位转动,省略的滚转框用飞行器倾斜通道稳定控制来代替。光学系统和电视摄像机安装在内框架上,通过直流力矩电机驱动框架轴转动,用光电编码器获取框架角位置。速率陀螺安装在惯性导航自动驾驶仪舱内,通过对飞行器载体角速率和相对

框架角速率的坐标变换,构成捷联式速率稳定回路<sup>[1]</sup>。

由摄像机、图像处理和稳定回路构成跟踪回路,实现对目标的跟踪。比例导引视线角速率由

光轴角速率和跟踪角偏差变化率两部分构成。

考虑各通道的空间耦合,捷联式导引头俯仰通道控制原理框图如图 1 所示。

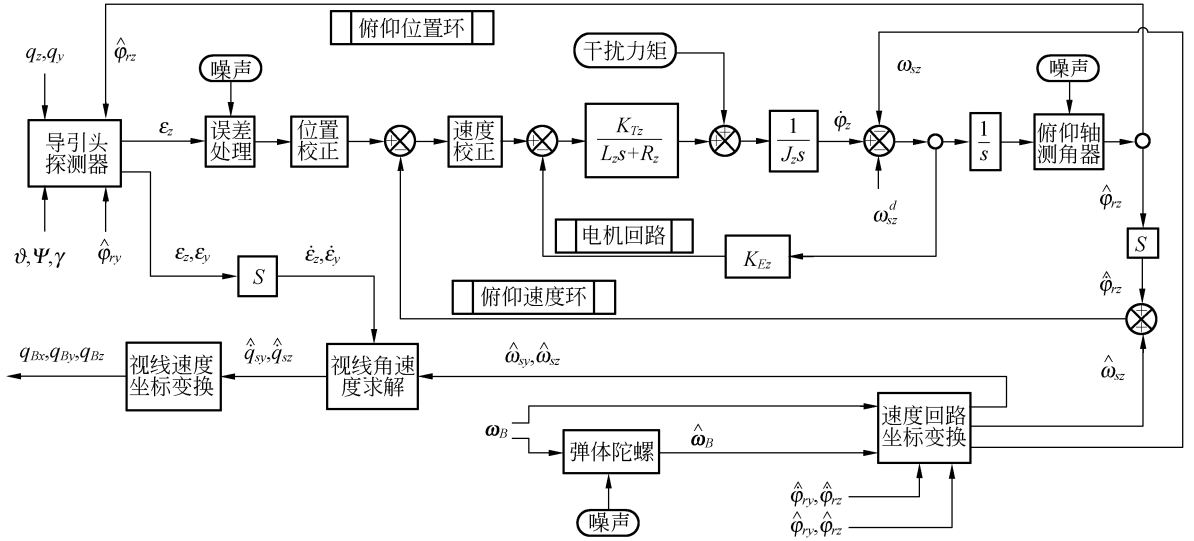


图 1 捷联式导引头俯仰通道控制框图  
Fig. 1 Strapdown seeker block diagram for pitch control

### 3 导引头模型的建立

#### 3.1 位置回路原理与模型

导引头用于在自寻的飞行中建立目标视线并维持对其跟踪,可定义由飞行器(B)到目标(T)的位移矢量  $S_{TB}$  为视线(LOS),用目标和弹体在惯性坐标系(E)中的相对速度  $v^E_{TB} = v^E_T - v^E_B$ ,通过定义视线坐标系(O)和惯性坐标系来衡量计算惯性视线角速率  $\omega^{OE}$ 。

导引弹道的研究以经典力学定律为基础,弹体和目标的运动视为质点运动,比例导引法为惯性空间两点特定的飞行规律,其弹道为可控质点的运动学轨迹。因此,比例导引飞行获取视线角速率时,没有考虑飞行器作为刚体的旋转运动,并认为导引头建立的测量视线与矢量  $S_{TB}$  视线重合。

构造视线的单位矢量为<sup>[6]</sup>:

$$u_{TB} = \frac{S_{TB}}{|S_{TB}|}, \quad (1)$$

视线角速率矢量由两矢量的矢积得出:

$$\omega^{OE} = \frac{1}{|S_{TB}|} u_{TB} \times v^E_{TB}. \quad (2)$$

对于近程飞行,地面坐标可看作惯性坐标系,将式(2)转换至弹体坐标系,从而形成导引指令:

$$[\omega^{OE}]^B = \frac{1}{|S_{TB}|} [T]^{BE} [u_{TB}]^E [v^E_{TB}]. \quad (3)$$

视线角速率  $[\omega^{OE}]^B$  体现了飞行器与目标相对运动时在弹体坐标系中的视线变化规律,可作为导引头视线角速率提取时的设计参考。

视线的单位矢量  $u_{TB}$  可在不同的坐标系中量测,但它们之间有着确定的对应关系。设单位矢量  $u_{TB}$  在地面坐标系中为  $[u_{TB}]^E$ ,导引头测量坐标系中的量测为  $[u_{TB}]^S$ 。

视线单位矢量在地面坐标系中的分量与视线角关系为:

$$\begin{cases} [u_{TB}]^E_x = |[u_{TB}]^E| \cos q_z \cos(-q_y) = \cos q_z \cos(-q_y) \\ [u_{TB}]^E_y = |[u_{TB}]^E| \sin q_z = \sin q_z \\ [u_{TB}]^E_z = |[u_{TB}]^E| \cos q_z \sin(-q_y) = \cos q_z \sin(-q_y) \end{cases}, \quad (4)$$

解此方程组,得视线的欧拉角:

$$\begin{cases} q_z = \arctan\left(\frac{[u_{TB}]_y^E}{\sqrt{([u_{TB}]_x^E)^2 + ([u_{TB}]_z^E)^2}}\right) \\ q_y = \arctan\left(\frac{-[u_{TB}]_z^E}{[u_{TB}]_x^E}\right) \end{cases}, \quad (5)$$

在实际弹道应用中,可用式(6)计算:

$$\begin{cases} q_z = \arctan\left(\frac{[S_{TB}]_y^E}{\sqrt{([S_{TB}]_x^E)^2 + ([S_{TB}]_z^E)^2}}\right) \\ q_y = \arctan\left(\frac{-[S_{TB}]_z^E}{[S_{TB}]_x^E}\right) \end{cases}, \quad (6)$$

如图 2 所示,定义导引头量测视线偏差角为:

$$\begin{cases} \epsilon_z = \arctan([u_{TB}]_y^S/[u_{TB}]_x^S) \\ \epsilon_y = \arctan(-[u_{TB}]_z^S/[u_{TB}]_x^S) \end{cases}, \quad (7)$$

视线单位矢量各分量与偏差角的关系:

$$\begin{cases} [u_{TB}]_x^S = \frac{1}{\sqrt{\tan^2 \epsilon_z + \tan^2 \epsilon_y + 1}} \\ [u_{TB}]_y^S = \frac{\tan \epsilon_z}{\sqrt{\tan^2 \epsilon_z + \tan^2 \epsilon_y + 1}} \\ [u_{TB}]_z^S = \frac{\tan \epsilon_y}{\sqrt{\tan^2 \epsilon_z + \tan^2 \epsilon_y + 1}} \end{cases}. \quad (8)$$

如图 3 所示可得出导引头位置回路视线角参数变换关系与原理,其中,  $[T]^{BE}$  是地面坐标系到弹体坐标系的转换矩阵,由关于飞行器的偏航角  $\Psi$ 、俯仰角  $\vartheta$  和倾斜角  $\gamma$  的初等旋转坐标变换得出;  $[T]^{SB}$  是弹体坐标系到导引头测量坐标系的转换矩阵,由平台框架角  $\varphi_{ry}$  和  $\varphi_{rz}$  旋转得出。

当导引头具有视线偏差角  $\epsilon_y$ 、 $\epsilon_z$  时,位置回路产生跟踪信号,平台框架角  $\varphi_{ry}$  和  $\varphi_{rz}$  旋转,驱使光轴指向目标,以消除偏差角。

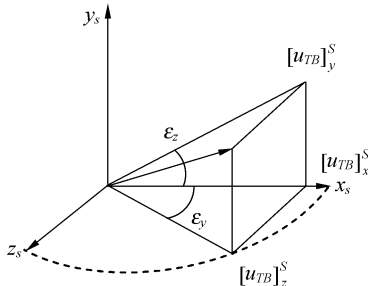


图 2 导引头中的视线偏差角关系

Fig. 2 Error angle of LOS in strapdown seeker

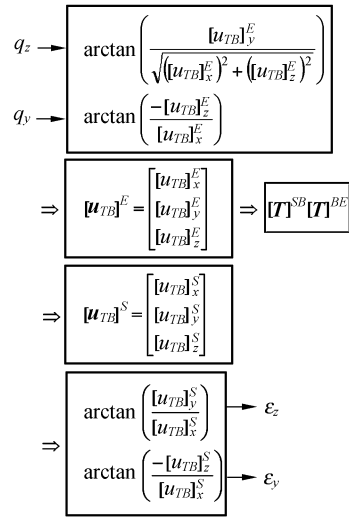


图 3 导引头中的视线偏差角递推原理

Fig. 3 Transform from angle of LOS to boresight error in strapdown seeker

### 3.2 速率回路原理与模型

根据经典力学理论,飞行器在空间的运动可视为刚体质心的平动和绕质心转动的合成运动。弹体转动角速率以直接带动耦合的方式经导引头框架转动轴传递到内框架,测量光轴也随之受到扰动。为保证测量光轴  $[S_{OT}]^S$  在惯性空间对目标角度指向不变,需对测量光轴进行稳定。

将导引头测量坐标系中的光轴主矢量  $[S_{OT}]^S = [1 \cdot i_s, 0 \cdot j_s, 0 \cdot k_s]$  转至弹体坐标系,并用单位矢量  $[u_{OT}]^B$  的分量表示为:

$$\begin{aligned} [u_{OT}]^B &= [u_{OT}]_x^B i_B + [u_{OT}]_y^B j_B + [u_{OT}]_z^B k_B = \\ &= \cos \varphi_{rz} \cos \varphi_{ry} i_B + \sin \varphi_{rz} j_B + \\ &= \cos \varphi_{rz} \sin(-\varphi_{ry}) k_B. \end{aligned} \quad (9)$$

弹体坐标系作为动坐标系,其角速度矢量  $[\omega]^B$  表示为:

$$[\omega]^B = \omega_{x1} i_B + \omega_{y1} j_B + \omega_{z1} k_B, \quad (10)$$

其中,  $\omega_{x1}$ 、 $\omega_{y1}$ 、 $\omega_{z1}$  为弹体转动的惯性角速率  $[\omega]^B$  在弹体坐标系各轴上的分量,被自驾仪 3 个轴的速率陀螺仪所感知。

要保证测量光轴在惯性空间或地面坐标系中的稳定指向,则应使式(11)成立:

$$\frac{d[[u_{OT}]^B]^E}{dt} = 0, \quad (11)$$

利用惯性坐标系中的矢量对时间的绝对导数和相对导数关系,得到:

$$\frac{d[[u_{OT}]^B]^E}{dt} = \frac{\partial [u_{OT}]^B}{\partial t} + [\omega]^B \times [u_{OT}]^B, \quad (12)$$

对式(12)运算后,得到光轴分别在俯仰和方位上

的稳定条件<sup>[4,7]</sup>：

$$\begin{cases} \dot{\varphi}_{rz} + \omega_{x1} \sin \varphi_{ry} + \omega_{z1} \cos \varphi_{ry} = 0 \\ \cos \varphi_{rz} \dot{\varphi}_{ry} - \omega_{x1} \sin \varphi_{rz} \cos \varphi_{ry} + \omega_{y1} \cos \varphi_{rz} + \\ \omega_{z1} \sin \varphi_{rz} \sin \varphi_{ry} = 0 \end{cases} \quad (13)$$

这两个量在非捷联式导引头中相当于平台内框架上的二轴速率陀螺仪所测得的角速率值。当位置回路指令为零时，两轴框架角速率指令  $\dot{\varphi}_{rz}$  应能对俯仰产生影响的弹体角速率进行补偿， $\dot{\varphi}_{ry}$  在引入正割补偿后应能对方位产生影响的弹体角速率进行补偿。

由此可得到弹体角速率和框架角速率对测量光轴的影响关系，见图 4。

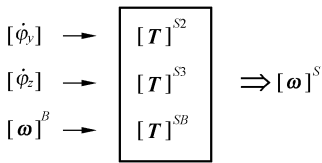


图 4 弹体角速率与光轴角速率的关系

Fig. 4 Relationship between angular rate of missile body and angular rate of boresight

$[T]^{S2}$  为外框架到导引头测量坐标系的转换矩阵， $[T]^{S3}$  为内框架到导引头测量坐标系的转换矩阵。

在捷联式导引头中不可忽略的一个问题是飞行器气动弹性的影响因素，由于惯性器件的位置不在载体头部，不能敏感头部附加的弹性角运动，对此影响也无法稳定补偿。因此，在捷联式导引头中，应对此影响进行研究。

飞行器刚体与弹性的一阶振型在俯仰通道的简化传递函数及对导引头处角速率的影响原理框图见图 5。

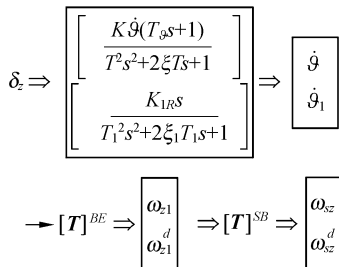


图 5 弹体刚性与弹性传递函数

Fig. 5 Transfer functions of rigid and elastic missile bodies

### 3.3 四元数的导航解算

规范化四元数等价于圆心角或球面上的一段大圆弧，根据理论力学，可用其表示刚体的某一位置，四元数的转动可表示刚体的任意有限转动。用四元数表示的坐标变换公式<sup>[8]</sup>为：

$$r_e = Q^* \cdot r_i \cdot Q, \quad (14)$$

四元数矢量  $r$  在  $i$  系表示为  $r_i$ ，通过四元数  $Q$  将  $i$  系矢量  $r_i$  绕空间某轴  $\xi$  旋转  $\theta$  角，转至  $e$  系成为新矢量  $r_e$ 。某转轴与转角用非规范化四元数表示为：

$$Q = q_0 + q_1 i + q_2 j + q_3 k, \quad (15)$$

则有表达式：

$$\begin{bmatrix} r_{e1} \\ r_{e2} \\ r_{e3} \end{bmatrix} = [Q]^{ei} \begin{bmatrix} r_{i1} \\ r_{i2} \\ r_{i3} \end{bmatrix}, \quad (16)$$

用欧拉角表示的弹体坐标系与地面坐标系的变换矩阵  $[T]^{BE}$ ，令其相等，得到：

$$[Q]^{ei} = [T]^{BE}, \quad (17)$$

从而得出：

$$\begin{cases} \sin \vartheta = 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) \\ \tan \phi = \frac{-2(q_1 q_3 - q_0 q_2)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2} \\ \tan \gamma = \frac{-2(q_2 q_3 - q_0 q_1)}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2} \end{cases}, \quad (18)$$

四元数表示在动系中的旋转运动学方程为：

$$\omega = 2Q^{-1} \frac{dQ}{dt}, \quad (19)$$

其中，若令：

$$\omega = \omega_{x1} i_B + \omega_{y1} j_B + \omega_{z1} k_B,$$

则进行四元数运算有

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \\ \omega_{z1} \end{bmatrix}, \quad (20)$$

根据上述原理，得到导航计算框图 6。

由于零偏和噪声的存在，会对速率回路补偿指令产生影响，导航计算得到的弹体姿态角也会带来误差，影响开机工作指向的精度。

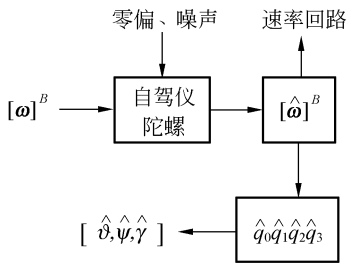


图 6 导航解算框图

Fig. 6 Block diagram for navigation calculation

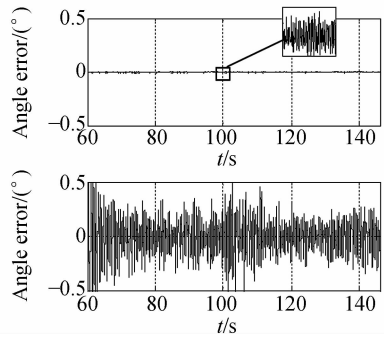


图 8 有无气动弹性干扰下的视线角偏差

Fig. 8 Error angle of LOS with and without aero elasticity disturbance

### 4 仿真结果与分析

为了考察气动弹性振动对捷联式导引头跟踪能力和命中精度等方面的影响,根据以上论述结果建立各数学模块,进行捷联式导引头导弹系统飞行过程仿真,同时考虑了速率陀螺噪声和零漂的影响,其分别为  $0.02^\circ/\text{s}$  和  $0.015^\circ/\text{s}$ 。假设固定目标分别在近区 25.5 km 和远区 30 km,图 7 所示为导引头 60 s 开机的末制导弹道。

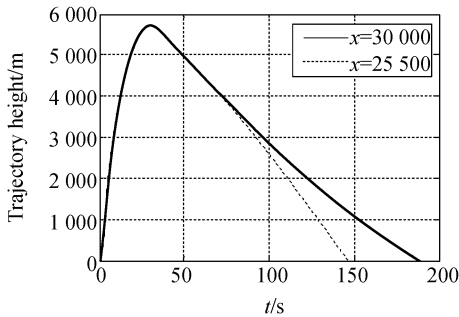


图 7 末制导弹道

Fig. 7 Trajectory of terminal guidance

图 8 的上、下两幅曲线分别为无气动弹性干扰和有气动弹性干扰情况下,导引头探测目标视线角偏差随时间变化的仿真结果,其中弹体头部气动弹性角速率为  $30^\circ/\text{s}$ ,扰动频率 8.7 Hz。可以看出,无气动弹性干扰时,视线角偏差仅受陀螺噪声的影响,误差很小,峰值约为  $0.005^\circ$ ;而有气动弹性干扰的结果表明,导引头受到了较大的扰动,平台不能进行稳定,跟踪图像出现了抖动,峰值约为  $0.5^\circ$ 。

图 9 上、下两幅曲线分别为无气动弹性干扰和有气动弹性干扰时,导引头输出的视线角速率仿真结果,捷联式导引头视线角速率由远程陀螺

测得的弹体角速率、相对框架角速率和视线角偏差导数三项构成。由于视线角速率的提取经过了滤波处理,在有气动弹性干扰和无气动弹性干扰的情况下,用于比例导引的视线角速率波动基本相同。

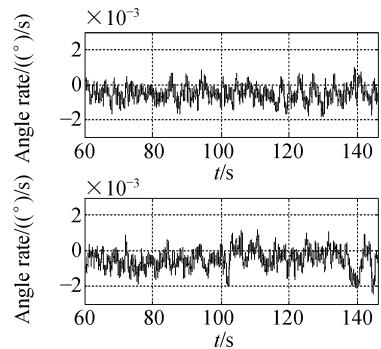


图 9 有无气动弹性干扰下的视线角速率

Fig. 9 Angle rates of LOS with and without aero elasticity disturbance

表 1 为捷联式导引头导弹命中精度的仿真结果,分别考虑了无气动弹性干扰、单频气动弹性干扰和多频气动弹性干扰的情况。数值表明,各种情况下的命中精度基本相同。导引头给出的视线角速率形成比例导引法的制导指令,所以只要视线角速率的输出具有相同的精度,则导弹在飞行过程中就具有相同的飞行参数,从而具有误差约

表 1 命中精度

Tab. 1 Accuracy of hit

	近区 25 500/m	远区 30 000/m
无气动弹性干扰	25 500.5	29 999.4
单频气动弹性干扰	25 500.9	29 998.1
多频气动弹性干扰	25 500.9	29 998.6

为 1 m 命中结果,这一结论与图 9 所示的结果相符。

## 5 结 论

本文应用力学与空间飞行原理,针对捷联式导引头的特点,与飞行系统工作原理和参数相衔接,建立了俯仰、方位双框架导引头的位置回路、速率回路以及基于四元数法的导航模型;研究了气动弹性振动对导引头工作的影响,通过系统飞行仿真,考查了捷联式导引头应用的可行性。

结果表明,捷联式导引头由于惯导的远程陀

螺不能感应头部附加振动而无法给予补偿,在有、无气动弹性干扰下,视线角偏差分别为  $0.5^\circ$  和  $0.005^\circ$ ,有气动弹性模型的跟踪图像出现较大抖动,导引头易丢失目标而失去跟踪功能;在一定视场条件下,通过对视线角速率的提取与低通滤波,在有、无气动弹性干扰的情况下,用于比例导引的制导信号波动基本相同,从而使末制导命中精度误差约为 1 m。

光学系统设计、图像抖动处理、视线角速率提取以及伺服稳定方法等问题将是捷联式导引头所面临的系统性课题。

## 参考文献:

- [1] RUDIN R T. Strapdown stabilization for imaging seekers[R]. AIAA-93-2660,1993;1-10.
- [2] KENNEDY P J,KENNEDY R L. Direct versus indirect line of sight(LOS) stabilization [J]. *IEEE Trans. on Control Systems Technology*, 2003,11(1):3-15.
- [3] RIEDL G,ASSEL M,FENDT A,*et al.*. IR focal plane array seekers for ground-to-ground and air-to-ground missiles [J]. *SPIE*,2001,4369:201-209.
- [4] 周瑞青,吕善伟,刘新华. 弹载捷联式天线平台两种稳定实现方法的比较[J]. *系统工程与电子技术*,2005,27(8):1397-1400.  
ZHOU R Q, LV SH W, LIU X H. Comparison of two stabilization methods for airborne strapdown antenna platform [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2005,27(8):1397-1400. (in Chinese)
- [5] 周瑞青,吕善伟,刘新华. 捷联式天线平台数字稳定技术及仿真研究[J]. *系统仿真学报*,2004,16(10):2234-2247.  
ZHOU R Q, LV SH W, LIU X H. Study of digital stabilization technique and simulation for strapdown antenna platform[J]. *Journal of System Simulation*, 2004,16(10):2234-2247. (in Chinese)
- [6] PETER H Z. *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*[M]. Gainesville, Florida: America Institute of Aeronautics and Astronautics,2000.
- [7] 范大鹏,张智永,范世珣,等. 光电稳定跟踪装置的稳定机理分析研究[J]. *光学 精密工程*,2006,14(4):673-680.  
FAN D P, ZHANG ZH Y, FAN SH X, *et al.*. Research of basic principles of E-O stabilization and tracking devices [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006,14(4):673-680. (in Chinese)
- [8] 袁子怀,钱杏芳. 有控飞行力学与计算机仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2001.  
YUAN Z H, QIAN X F. *Control Flight Mechanics and Computer Simulation* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001. (in Chinese)

作者简介:张 跃(1958—),男,河北承德人,研究员,主要从事空间飞行技术研究。E-mail:zhangyue@ciomp. ac. cn.