

doi: 10.7690/bgzd.2024.11.010

基于外弹道和姿态陀螺的导弹攻角和侧滑角解算方法

李 庚^{1,2}, 高晓波¹, 王 鹏¹, 姜 江¹, 张 瑶¹, 赵 洁^{2,3}, 杜凤怀¹

(1. 西安现代控制技术研究所, 西安 710065; 2. 北京理工大学, 北京 100081;

3. 北方导航控制技术股份有限公司, 北京 100176)

摘要: 为获取导弹攻角和侧滑角信息, 提出一种基于外弹道和姿态陀螺信息的导弹攻角和侧滑角解算方法。通过导弹外弹道计算导弹弹道倾角和弹道偏角, 综合弹上姿态陀螺信息, 解算出导弹攻角和侧滑角, 用于分析导弹受控特性及弹体气动参数辨识, 进一步优化导弹控制系统设计参数。结果表明: 本方法简单、有效, 可推广应用到所有弹上有姿态测量装置, 且可实现外弹道测量的制导弹药飞行攻角和侧滑角分析。

关键词: 外弹道; 姿态陀螺; 攻角; 侧滑角

中图分类号: TJ765 **文献标志码:** A

Calculation Method of Missile Attack Angle and Sideslip Angle Based on Exterior Trajectory and Attitude Gyro

Li Geng^{1,2}, Gao Xiaobo¹, Wang Peng¹, Lou Jiang¹, Zhang Yao¹, Zhao Jie^{2,3}, Du Fenghuai¹

(1. Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China;

2. Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

3. North Navigation Control Technology Co., Ltd., Beijing 100176, China)

Abstract: In order to obtain the angle of attack and the angle of sideslip of a missile, a method for calculating the angle of attack and the angle of sideslip of a missile based on the exterior trajectory and the attitude gyro information is proposed. The angle of attack and the angle of sideslip of the missile are calculated by calculating the trajectory angle and the trajectory deflection angle of the missile through the external trajectory of the missile and integrating the attitude gyro information on the missile, which are used to analyse the controlled characteristics of the missile and identify the aerodynamic parameters of the missile body, and further optimize the design parameters of the missile control system. The results show that the method is simple and effective, and it can be applied to the analysis of attack angle and sideslip angle of all guided munitions with attitude measurement device and external trajectory measurement.

Keywords: exterior ballistics; attitude gyro; angle of attack; sideslip angle

0 引言

导弹攻角和侧滑角用于表征导弹速度矢量和弹体姿态的相对关系^[1-2], 是分析弹体受控特性、气动参数辨识的重要参数, 直接影响导弹制导控制系统评估及控制参数设计准确性^[3-4]。一般情况下, 对于安装有惯性导航装置的导弹来说, 可通过惯性导航装置中的加速度计测量弹体加速度信息; 同时, 也可通过惯性导航装置中的陀螺装置测量弹体姿态信息, 进而方便地求得弹体攻角和侧滑角^[5]。但是, 惯性导航装置相对昂贵, 不利于目标成本控制, 许多导弹设计时并未选择惯性导航装置^[6-7]。

以某型空地导弹为例, 为降低目标成本, 在总体方案设计时, 弹上未安装惯性导航装置, 而采用姿态陀螺测量弹体姿态, 通过弹体姿态控制实现方案弹道控制, 保证导弹捕获目标, 该方案仅通过

姿态陀螺信息不能直接获取导弹攻角和侧滑角等信息。

为获取导弹攻角和侧滑角信息, 提高制导控制系统评估及控制参数设计准确性, 笔者提出了一种基于外弹道和姿态陀螺信息的导弹攻角和侧滑角解算方法。通过对导弹外弹道数据进行微分得到弹道倾角和偏角, 综合弹上姿态陀螺时间序列信息; 通过对弹道倾角和偏角以姿态陀螺输出的时间序列进行插值, 解算出导弹攻角和侧滑角, 以用于分析导弹受控特性及弹体气动参数辨识, 进一步优化导弹控制系统设计参数。

1 建模

图 1 为某导弹飞行试验发射阵地布置, 主要测试设备包括弹道雷达、光电经纬仪、遥测装置以及导弹内部的数据记录装置等。在导弹飞行过程中,

收稿日期: 2024-06-27; 修回日期: 2024-07-26

第一作者: 李 庚(1989—), 男, 河南人, 博士。

可通过布置地面弹道雷达或光电经纬仪获取导弹飞行弹道数据,包括飞行过程中任一时刻弹道距离、飞行高度、侧偏等信息;同时,通过弹上遥测装置或数据记录装置对飞行过程中导弹姿态陀螺信息进行实时记录,包括导弹的俯仰角、偏航角和滚转角等信息。

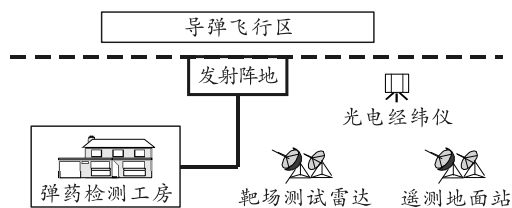


图 1 某导弹飞行试验现场布置

一般情况下,地面弹道雷达/光电经纬仪和弹上遥测装置/数据记录装置启动记录时刻不同,导致弹道数据和姿态陀螺信息 2 组数据时间零点不一致,无法直接使用。为便于处理,统一弹道数据、姿态陀螺信息时间零点,2 组数据均以导弹弹载计算机时 0 为时间零点。

对雷达接收到的弹道数据采用微分法即可得到弹道倾角和弹道偏角,分别为:

$$\theta(k) = \arctan \left(\frac{y(k+2) - y(k-2)}{x(k+2) - x(k-2)} \right) \times 57.3; \quad (1)$$

$$\psi_V(k) = -\arctan \left(\frac{z(k+2) - z(k-2)}{x(k+2) - x(k-2)} \right) \times 57.3。 \quad (2)$$

式中: $k=3, 4, 5, \dots, N-2$; $x(k)$ 、 $y(k)$ 、 $z(k)$ 分别为 $t(k)$ 时刻弹道距离、高度和侧偏, m; $\theta(k)$ 、 $\psi_V(k)$ 分别为 $t(k)$ 时刻弹道倾角和弹道偏角解算值, °; N 为弹道数据长度; $\theta(1)=0$; $\theta(2)=0$; $\psi_V(1)=0$; $\psi_V(2)=0$; $\theta(N-1)=\theta(N-2)$; $\theta(N)=\theta(N-2)$; $\psi_V(N-1)=\psi_V(N-2)$; $\psi_V(N)=\psi_V(N-2)$ 。

根据式(1)和(2),对得到的弹道倾角和弹道偏角以姿态陀螺信息的时间序列线性插值即可得到新的弹道倾角 θ' 和弹道偏角 ψ' , 分别为:

$$\theta'(k_1) = \text{linerInterp}(t, \theta, t(k_1)); \quad (3)$$

$$\psi'_V(k_1) = \text{linerInterp}(t, \psi_V, t(k_1))。 \quad (4)$$

式中: $K_1=N_1, N_1+1, N_1+2, \dots, N_2$; linerInterp 为线性插值函数; $t=[t(1), t(2), t(3), \dots, t(N)]$; $\theta=[\theta(1), \theta(2), \theta(3), \dots, \theta(N)]$; $\psi_V=[\psi_V(1), \psi_V(2), \psi_V(3), \dots, \psi_V(N)]$; $t_1(k_1)$ 为姿态陀螺信息第 k_1 次采样时间, s; N_1 为满足 $t_1(N_1) \geq t(1)$ 第一个序数; N_2 为满足 $t_1(N_2) \leq t(N)$ 最后一个序数。

根据式(3)和(4),综合姿态陀螺输出的导弹俯仰角和偏航角,即可得到导弹的攻角和侧滑角信息:

$$\alpha(k_1) = \vartheta(k_1) - \theta'(k_1); \quad (5)$$

$$\beta(k_1) = \varphi(k_1) - \psi'_V(k_1)。 \quad (6)$$

式中: $\vartheta(k_1)$ 、 $\varphi(k_1)$ 分别为 $t_1(k_1)$ 时刻姿态陀螺输出的导弹俯仰角和偏航角, °; $\alpha(k_1)$ 、 $\beta(k_1)$ 分别为 $t_1(k_1)$ 时刻解算得到的导弹攻角和侧滑角, °。

2 仿真计算

针对某次飞行试验,在发射阵地布置了弹道雷达获取了导弹飞行弹道数据(包括距离、高度和侧偏等),同时通过弹载数据记录装置,记录了导弹飞行过程中姿态陀螺的测量数据。试验结束后,对试验数据进行了详细分析。

根据雷达弹道数据,通过式(1)和(2)即可得到导弹的弹道倾角和弹道偏角;然后以姿态陀螺输出的时间序列进行插值,即可得到与姿态陀螺时间序列同步的弹道倾角和弹道偏角,如图 2 和 3 所示。

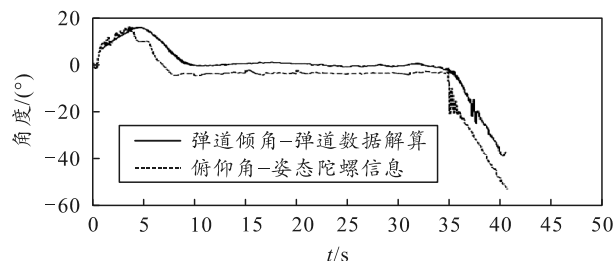


图 2 雷达弹道数据解算得到的弹道倾角和姿态陀螺输出的俯仰角

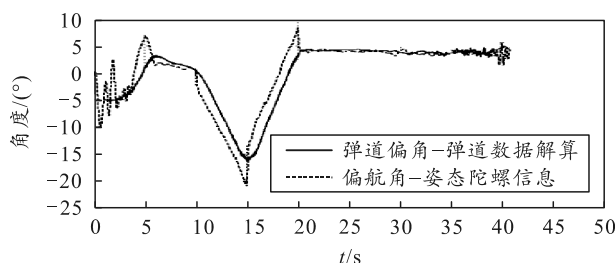


图 3 雷达弹道数据解算得到的弹道偏角和姿态陀螺输出的偏航角

根据上述解算得到的弹道倾角和弹道偏角,以及姿态陀螺输出的导弹俯仰角和偏航角,通过式(5)和(6)求解计算即可得到导弹飞行过程中的攻角和侧滑角,如图 4 所示。

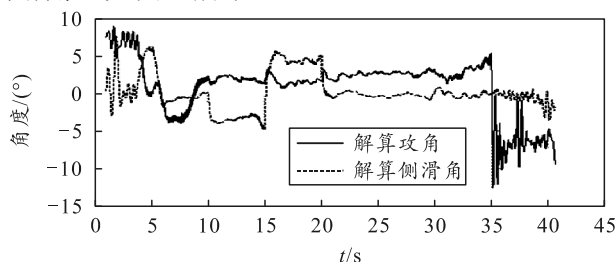


图 4 解算得到的导弹攻角和侧滑角

3 验证

为验证笔者提出方法的正确性,在某制导火箭弹(惯性导航装置+卫星组合导航)飞行试验中,在发射阵地布置弹道雷达获取制导火箭弹飞行弹道数据(包括距离、高度和侧偏等);同时,通过遥测装置,将制导火箭弹飞行过程中惯性导航装置和卫星定位装置的测量数据进行实时采集。试验结束后,对试验数据进行了详细分析。

根据雷达弹道数据和惯性导航装置中陀螺输出的时间序列、俯仰角和偏航角进行插值,即可求解计算得到制导火箭弹飞行过程中的攻角和侧滑角;根据惯性导航装置中陀螺输出的姿态信息以及卫星导航装置输出的速度信息,即可得到制导火箭弹飞行过程中攻角和侧滑角,如图 5 和 6 所示。

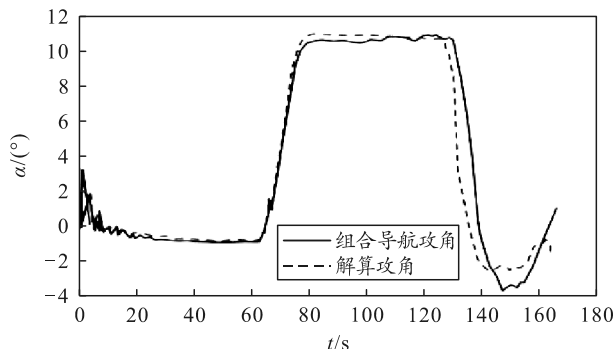


图 5 组合导航装置和解算得到的攻角对比

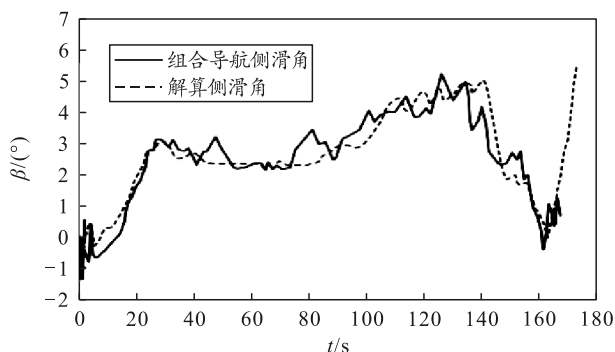


图 6 组合导航装置和解算得到的侧滑角对比

通过对比图 5 和 6,笔者提出的解算方法与组

合导航装置实测得到的攻角和侧滑角相差不大,可作为低成本制导弹药飞行过程攻角和侧滑角的有效方法。

4 结论

笔者给出一种基于外弹道和姿态陀螺信息求解导弹攻角和侧滑角的方法,通过对导弹外弹道数据进行微分得到导弹弹道倾角和偏角;然后将弹道倾角和偏角以姿态陀螺输出的时间序列进行插值,即可得到与姿态陀螺时间序列同步的弹道倾角和弹道偏角,进而解算出导弹攻角和侧滑角,以用于分析导弹受控特性及弹体气动参数辨识,进一步优化导弹控制系统设计参数。

基于笔者提出的理论方法,导弹上不需安装昂贵的惯导装置,通过分析雷达、经纬仪等所测的外弹道数据,结合弹上姿态陀螺输出的姿态信息,即可解算出导弹飞行攻角和侧滑角。该方法简单、有效,可推广应用到所有弹上有姿态测量装置且可实现外弹道测量的导弹飞行攻角和侧滑角分析,有利于降低制导弹药的成本,实现导弹总体低成本设计。

参考文献:

- [1] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学,2008:7-8.
- [2] 陈家实. 导弹制导和控制系统的分析与设计[M]. 北京:宇航出版社,1989:10-12.
- [3] 邹汝平,陈士超,陈韵,等. 一种图像寻的空地导弹的制导控制方法[J]. 战术导弹技术,2021,93(1):98-114.
- [4] 马卫华. 导弹/火箭制导、导航与控制技术发展展望[J]. 宇航学报,2020(7):860-867.
- [5] 王磊. 曲射攻顶自寻的反坦克导弹制导控制规律研究[J]. 弹箭与制导学报,2019,39(2):44-47.
- [6] 王少昆,买瑞敏,周俊祥. 基于 Simulink 的简易控制单兵火箭弹弹道仿真[J]. 兵工自动化,2007,26(6):34-36.
- [7] 张成,杨树兴. 姿态稳定火箭弹射程散布的仿真研究[J]. 弹道学报,2004(3):21-27.