

针对移动目标的筒控弹制导控制方法研究

陈伟¹,冯高鹏¹,孙传杰¹,薛晓中²

(1. 中国工程物理研究院 总体工程研究所,四川 绵阳 621900;
2. 南京理工大学 能源与动力工程学院,江苏 南京 210094)

摘要:为降低单兵制导火箭弹的成本,同时确保其具有较远的作用距离和较高的命中精度,针对移动目标,进行单兵火箭弹筒易制导控制律设计。将飞行弹道进行分段设计,分为筒内运动段、惯性飞行段和导引飞行段。在发射前通过弹载系统和测距仪对目标移动速度进行估计,采用比例导引法实现对目标的跟踪。接下来对STT控制器进行设计,基于典型设计点处控制器参数插值得到不同飞行速度下的控制器参数,确保火箭弹在整个飞行过程中具有较高的控制精度。通过仿真分析可知,所设计的制导控制系统具有较高的鲁棒性。

关键词:火箭弹;筒易制导;比例导引;STT

中图分类号:TP273

文献标识码:A

文章编号:1673-629X(2016)11-0121-04

doi:10.3969/j.issn.1673-629X.2016.11.027

Research on Guidance and Control Method of Simple Control Rocket-projectile for Moving Target

CHEN Wei¹, FENG Gao-peng¹, SUN Chuan-jie¹, XUE Xiao-zhong²

(1. Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, China;
2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: To reduce the cost of guided individual rocket projectile and ensure that it has a longer striking distance and higher accuracy at the same time, the simple guidance control law of the individual rocket projectile is designed for moving target. The flight trajectory is segmented, including barrel movement segment, inertial flight segment and guiding flight segment. Before launching the speed of the target is estimated by the onboard system and rangefinder, to achieve the goal of tracking by the proportional guidance method. Then the STT controller is designed to ensure the rocket has higher control accuracy based on the controller gains of the typical design points, and the controller gains under different speed are obtained using the interpolation method. Through he simulation analysis, the result shows that the designed guidance control system has high robustness.

Key words: rocket projectile; simple guidance; proportional guidance; STT

0 引言

单兵无控火箭弹命中精度低,作用距离短,为了改善单兵火箭弹的作用距离和命中精度,将火箭弹与制导控制系统相结合,在保证命中精度的前提下,大大增加了火箭弹的作用距离^[1-4]。制导火箭弹一般都安装有导引头,根据导引原理的不同,可分为电视导引、激光导引、雷达导引,导引系统使得制导火箭弹对静止目标和运动目标都具有较好的打击效果^[5-7]。如美国洛马和雷锡恩公司合作研制的标枪(Javelin),采用红外

焦平面阵列技术,能在浓密的烟雾和黑暗环境中发现并锁定目标进行攻击,有效射程2 000 m,命中精度92%^[8]。以色列的长钉采用光纤图像制导,发射后可修正目标数据或转换攻击目标^[9]。

采用先进的导引技术保证较高命中精度的同时也大大提高了单兵有控火箭弹的成本,作战效费比难以控制。为了降低成本,同时追求高生存力,实现“打了不管”,洛马公司研制的掠夺者(Predator SRAW)采用纯惯性导航技术,利用激光/磁双模近炸引信确定目标位置并引爆战斗部,精度高、成本低廉^[10]。文中基于

收稿日期:2016-01-24

修回日期:2016-05-12

网络出版时间:2016-10-24

基金项目:国家自然科学基金联合基金(U1430113);中国工程物理研究院科学技术发展基金(2014B0101009)

作者简介:陈伟(1986-),男,博士,工程师,研究方向为制导武器控制系统设计;冯高鹏,高级工程师,研究方向为武器系统设计。

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1450.TP.20161024.1117.062.html>

纯惯性制导体质,探讨了筒控弹打击地面慢速移动目标的可行性。将弹道分成筒内运动段、惯性飞行段、导引段三个飞行阶段。在发射筒上安装观瞄系统和激光测距仪,通过跟随瞄准的方法,由弹载设备和激光测距估算出目标的移动速度。采用比例导引方法^[11]进行制导律设计。在弹道上选取四个能够表征各个弹道段特点的设计点进行俯仰、偏航、滚转三通道 STT 控制器^[12]设计,通过速度插值得到不同飞行速度下的控制器参数,确保单兵攻坚筒控火箭弹从发射到命中目标的整个过程中具有较高的控制精度。最后考虑风干扰的影响,对所设计的制导控制系统的可行性和鲁棒性进行了验证。

1 动力学模型

发射坐标系 $O_n x_n y_n z_n$ 定义: O_n 为发射原点, x_n 轴指向初始瞄准方向, y_n 轴指向上且与当地铅垂线重合, z_n 轴与 x_n 、 y_n 轴成右手正交坐标系; 弹体坐标系 $O x_b y_b z_b$ 定义: 原点 O 在弹体重心, x_b 沿弹体纵轴指向前, y_b 在导弹纵对称平面内与 x_b 轴垂直并指向上方, z_b 轴与 x_b 、 y_b 轴成右手正交坐标系。

单兵火箭弹的六自由度运动方程如下所示^[13]:

$$m \begin{bmatrix} \frac{dV_x}{dt} \\ \frac{dV_y}{dt} \\ \frac{dV_z}{dt} \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + C_b^n C_V^b \begin{bmatrix} -QS_c C_X \\ QS_c C_Y \\ QS_c C_Z \end{bmatrix} + m \begin{bmatrix} 0 \\ -g \\ 0 \end{bmatrix} \tag{1}$$

$$\begin{bmatrix} \frac{d\omega_x}{dt} \\ \frac{d\omega_y}{dt} \\ \frac{d\omega_z}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{M_x}{J_x} - \frac{(J_z - J_y)}{J_x} \omega_z \omega_y \\ \frac{M_y}{J_y} - \frac{(J_x - J_z)}{J_y} \omega_x \omega_z \\ \frac{M_z}{J_z} - \frac{(J_y - J_x)}{J_z} \omega_y \omega_x \end{bmatrix} \tag{2}$$

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \tag{3}$$

$$\frac{dm}{dt} = -m_c \tag{4}$$

$$\begin{bmatrix} \frac{d\theta}{dt} \\ \frac{d\psi}{dt} \\ \frac{d\varphi}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_y \sin\varphi + \omega_z \cos\varphi \\ (\omega_y \cos\varphi - \omega_z \sin\varphi) / \cos\theta \\ \omega_x - (\omega_y \cos\varphi - \omega_z \sin\varphi) \tan\theta \end{bmatrix} \tag{5}$$

其中, (V_x, V_y, V_z) 为火箭弹在发射坐标系下的速度分量; $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ 为角速度在弹体坐标系下的分量; (x, y, z) 为火箭弹在发射坐标系下的位置坐标; θ 为俯仰角; ψ 为航向角; φ 为滚转角; m 为全弹质量; m_c 为质量流量; P 为发动机推力; (J_x, J_y, J_z) 为火箭弹转动惯量; (M_x, M_y, M_z) 为空气动力产生的力矩在弹体坐标系下的分量; C_b^n 为弹体坐标系到导航坐标系转换矩阵; C_V^b 为速度坐标系到弹体坐标系转换矩阵; Q 为动压; S_c 为弹翼参考面积; g 为重力加速度; C_X 为阻力系数; C_Y 为升力系数; C_Z 为侧力系数。

2 弹道方案设计

单兵筒控火箭弹采用肩扛式发射筒发射,火箭弹采用两级发动机:助推发动机和续航发动机。助推发动机工作时间短,产生的推力大,能够保证火箭弹出筒后具有一定的初速度;续航发动机推力小,工作时间长,能够提供持续的续航动力。根据单兵筒控火箭弹飞行的特点以及所采用的制导体制,可将飞行弹道分成三个阶段:

- (1)筒内运动段:从助推发动机点火到火箭出筒这一阶段;
- (2)惯性飞行段:从火箭出筒到续航发动机点火这一阶段,该阶段按惯性弹道飞行;
- (3)导引段:从续航发动机点火到命中目标这一段弹道。

3 目标的位置和速度信息估计

单兵筒控火箭弹在水平面内制导过程如图 1 所示。

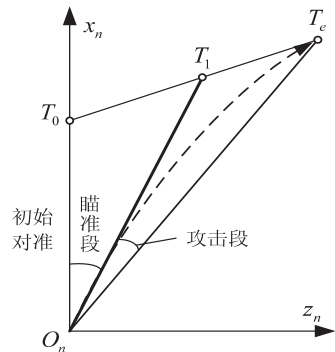


图 1 制导过程示意图

当射手发现目标在 T_0 处且在射击范围内时,制导系统完成初始对准工作。然后射手通过瞄准系统不断跟踪瞄准目标,即图中 $O_n T_0 T_1$ 区域,跟瞄时间一般不大于 2 s。在目标运动到 T_1 处,跟瞄结束,射手扣动扳机,发射火箭弹。此后,火箭弹经过短暂的惯性飞行段后进入导引攻击段,按照设计的制导规律命中目标。

在跟瞄阶段,目标在 T_0 到 T_1 之间运动时,射击位

置 O_n 与目标的距离 R 可以通过瞄准系统获得,如图 2 所示。瞄准线从 $O_n T_0$ 到 $O_n T_1$ 的转动角 ψ_T 和角速度 $\dot{\psi}_T$ 可以通过弹载惯导解算出来。假设目标在水平面内做匀速直线运动,那么目标的速度为:

$$\begin{cases} V_{Tx} = (R\cos\psi_T)' = \dot{R}\cos\psi_T - R\dot{\psi}_T\sin\psi_T \\ V_{Tz} = (R\sin\psi_T)' = \dot{R}\sin\psi_T + R\dot{\psi}_T\cos\psi_T \\ V_T = \sqrt{R^2 + (R\dot{\psi}_T)^2} \\ \varphi_T = \arctan(V_{Tz}/V_{Tx}) \end{cases} \quad (6)$$

其中, V_T 为目标在水平面内的移动速度; V_{Tx} 为目标沿着发射坐标系 x_n 轴的速度分量; V_{Tz} 为目标沿着发射坐标系 z_n 轴的速度分量。

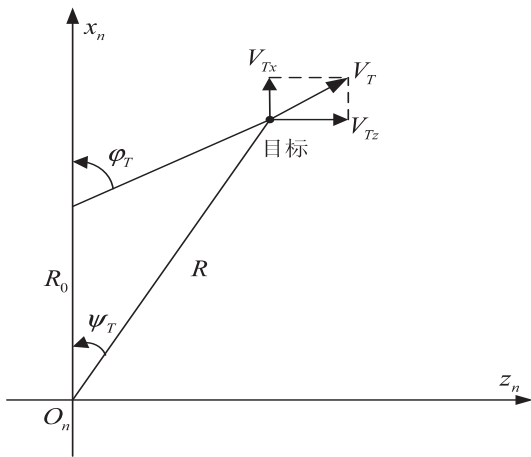


图 2 目标速度估算示意图

4 制导律设计

(1) 计算目标位置。

在火箭弹发射时刻,目标的初始位置可由式(7)计算得到:

$$\begin{cases} x_{T0} = R\cos\psi_T \\ z_{T0} = R\sin\psi_T \\ y_{T0} = x_{T0}\tan(\vartheta - \vartheta_0) \end{cases} \quad (7)$$

其中, ϑ 为发射筒与地面的夹角; ϑ_0 为瞄准镜与发射筒的夹角,观瞄系统安装在发射筒上。

在火箭弹发射后,目标位置可由式(8)计算得到:

$$\begin{cases} x_T = x_{T0} + V_{Tx}t \\ z_T = z_{T0} + V_{Tz}t \\ y_T = y_{T0} \end{cases} \quad (8)$$

其中, t 为火箭弹出筒后的飞行时间。

由于假设目标在水平面内移动,有 $y_T = y_{T0}$ 。

(2) 计算视线角速度。

在发射坐标系下,目标与导弹之间相对位置分量可由式(9)计算得到:

$$\begin{cases} r_x = x_T - x \\ r_y = y_T - y \\ r_z = z_T - z \end{cases} \quad (9)$$

基于目标与导弹之间的相对位置,利用相对运动学计算视线角速度,如下所示:

$$q_y = \frac{\dot{r}_y r_x - r_y \dot{r}_x}{r_x^2 + r_y^2} \quad (10)$$

$$q_z = \frac{-\dot{r}_x r_z + r_x \dot{r}_z}{r_x^2 + r_z^2} \quad (11)$$

其中, $r = \sqrt{r_x^2 + r_y^2 + r_z^2}$ 为目标和导弹间的相对距离; q_y 为导弹—目标视线高低角角速度; q_z 为导弹—目标视线方位角角速度。

(3) 计算制导指令。

纵向采用带重力补偿的比例导引律,侧向采用比例导引律,形式如下所示:

$$\begin{cases} \dot{\gamma}_c = K_y q_y \\ n_{yc} = V\dot{\gamma}_c/g + K_\theta \cos\theta \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} \dot{\chi}_c = K_z q_z \\ n_{zc} = -V\dot{\chi}_c/g \end{cases} \quad (13)$$

其中, V 为导弹速度; $\dot{\gamma}_c$ 为弹道倾角角速度指令; $\dot{\chi}_c$ 为弹道方位角角速度指令; K_θ 为重力补偿系数; K_y 为纵向导引系数; K_z 为侧向导引系数; n_{yc} 为纵向平面内过载指令; n_{zc} 为侧向平面内过载指令。

5 弹道控制律设计

采用 STT 方法进行控制律设计,将俯仰、偏航、滚转三通道进行解耦控制。俯仰通道控制器包含三个反馈回路。其中,俯仰角速度 ω_z 直接反馈到内回路起到阻力增稳作用; ω_z 经过一阶惯性环节生成伪姿态,然后反馈到中回路,起到姿态增稳作用;外回路反馈法向过载 n_y ,使得火箭弹实时跟踪法向过载指令。可以得到俯仰通道控制律为:

$$\delta_z = -k_{\omega_z} \omega_z - k_{\omega_z} k_\theta \int \omega_z dt - k_{\omega_z} k_n k_\theta \int (n_y - n_{yc}) dt \quad (14)$$

由于火箭弹采用轴对称布局,偏航通道控制器结构与俯仰通道控制器结构一致,且具有相同的控制器参数。这里直接给出偏航通道控制律为:

$$\delta_y = -k_{\omega_y} \omega_y - k_{\omega_y} k_\theta \int \omega_y dt - k_{\omega_y} k_n k_\theta \int (n_z - n_{zc}) dt \quad (15)$$

火箭弹在飞行过程中始终保持滚转稳定,滚转角

指令等于零。滚转通道控制律为:

$$\delta_x = -k_\varphi \varphi - k_{\omega_x} \omega_x \tag{16}$$

6 仿真分析

由于火箭弹在飞行过程中,飞行速度变化较大,为了确保火箭弹在整个飞行过程中的控制精度,在标准弹道上选择速度最低、最大及两个中间状态点进行控制器参数设计,然后通过插值得到火箭弹在飞行过程中对应的控制器参数。典型设计点处控制器参数如表 1 所示。

表 1 典型设计点处控制器参数

特征点	飞行速度 /(m/s)	k_{n_y}	k_θ	k_{ω_y}	k_φ	k_{ω_x}
1	45	0.28	4.8	-1.2	-5.6	-0.32
2	80	0.53	10.9	-1.1	-12.3	-0.32
3	200	0.45	20.3	-0.9	-15.6	-0.32
4	300	0.35	25.3	-0.8	-15.2	-0.31

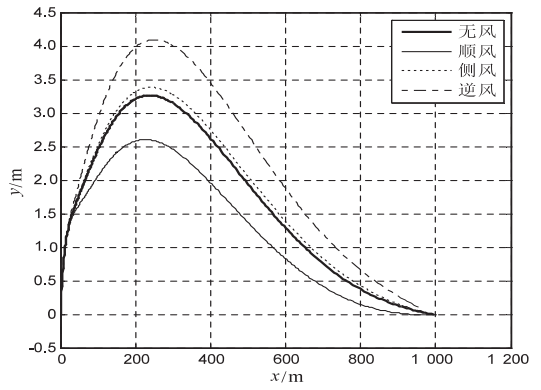
风在火箭弹使用环境中是普遍存在的^[14],为了验证所设计的制导控制系统抵抗风干扰的能力,分别在于无风、顺风(沿着发射坐标系 $O_n x_n$ 轴正方向)、侧风(沿着发射坐标系 $O_n z_n$ 轴正方向)、逆风(沿着发射坐标系 $O_n x_n$ 轴负方向)的条件下进行仿真,风速为 14 m/s。在发射坐标系下,令航向初始对准误差 0.06° ,瞄准系统的测距误差为 1 m。

根据工程经验,取射角 ϑ_0 为 7° 。设火箭弹初始发射位置为 $(0,0,0)$,初始瞄准时目标位置为 $(1\ 000,0,0)$,目标沿着 $O_n z_n$ 轴以 10 m/s 速度移动,跟瞄 2 s 后发射点火。仿真结果如图 3 所示。

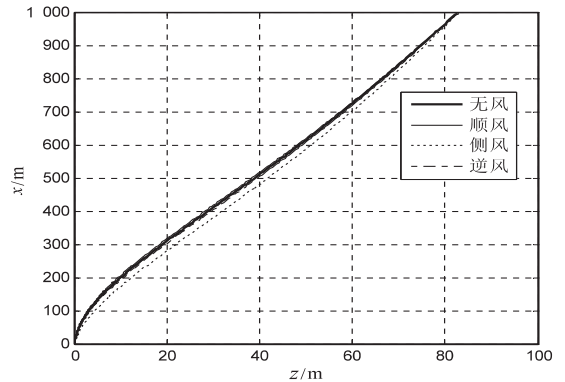
在存在顺风 and 逆风干扰时,除了末端着靶速度外,风对整个飞行弹道参数的影响较小。由于顺风时,飞行过程中受到的阻力较小,会使得末端速度较大;逆风时,受到的阻力较大,会使得末端速度较小。两者末端速度相差达到了 5 m/s,但相对于末端速度可以忽略。侧风干扰时,从图 3(c)可以看出飞行初始段出现较大侧滑,但所设计的制导控制系统能够在短时间内及时修正火箭弹飞行轨迹,表明所设计的制导控制系统能够较好地抑制风干扰带来的影响。无风时,由于发射时存在传递对准误差、测量误差和解算误差,脱靶量为 2.65 m,侧风时脱靶量最大,为 2.9 m。该命中精度对于大型车辆和运输车队来说能够达到较理想的毁伤效果。同时该筒控弹可实现发射后不管,因此具有较高的军事应用价值。

7 结束语

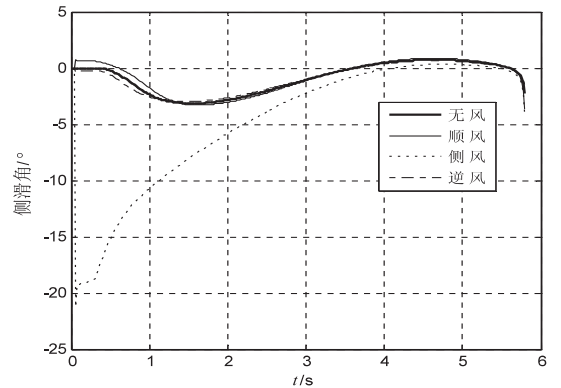
根据仿真数据掌握火箭弹飞行特点以及所采用的制



(a) 纵向弹道曲线



(b) 侧向弹道曲线



(c) 侧滑角

图 3 弹道仿真曲

导体制,将飞行弹道分成三个阶段:筒内运动段、惯性飞行段、导引飞行段。在弹载制导控制系统初始对准后,通过观瞄系统跟随和测距方法估算出目标的移动速度,采用比例导引法计算跟踪目标所需的法向过载和侧向过载指令。采用 STT 控制体制将俯仰、偏航、滚转三通道进行解耦控制。通过仿真分析可以看到,所设计的制导控制系统能够较好地抑制风干扰带来的影响,具有较好的鲁棒性。由于单兵筒控火箭弹的飞行时间较短,在打击较慢移动目标时,采用纯惯性制导体制能够保证一定的命中精度。但对于打击快速目标时或者距离较远时,筒控弹的命中精度会受测量误差和解算误差的影响而大幅降低。在以后工作中将探讨安装捷联导引头的筒控弹制导控制方法研究,实现对

些数据挖掘出有价值的信息也将是系统推广和使用过程中值得思考和解决的问题。

参考文献:

- [1] 我国青少年体质健康发展报告[R/OL]. 2012-03-29. http://www.moe.edu.cn/publicfiles/business/htmlfiles/moe/moe_947/201109/xxgk_124202.html.
- [2] 全球青少年体能下降惊人[R/OL]. 2013-11-21. http://dz.xdkb.net/html/2013-11/22/content_3_07953.htm.
- [3] 教育部关于 2010 年全国学生体质与健康调研结果公告[R/OL]. 2011-08-09. http://www.moe.edu.cn/publicfiles/business/htmlfiles/moe/moe_947/201109/xxgk_124202.html.
- [4] Bai Y, Saint-Maurice P F, Welk G J, et al. Prevalence of youth fitness in the united states; baseline results from the NFL PLAY 60 FITNESSGRAM partnership project[J]. Journal of Pediatrics, 2015, 167(3):662-668.
- [5] Corbin C B. Concepts of physical fitness; active lifestyles for wellness[M]. [s. l.]: McGraw-Hill, 2000.
- [6] Power C, Lake J K, Cole T J. Measurement and long-term health risks of child and adolescent fatness[J]. International Journal of Obesity & Related Metabolic Disorders, 1997, 21(7):507-526.
- [7] 国家中长期教育改革和发展规划纲要(2010-2020年)[EB/OL]. 2010-07-29. http://www.gov.cn/jrzq/2010-07/29/content_1667143.htm.

(上接第 124 页)

快速移动目标的远距离精确打击。

参考文献:

- [1] 王强,解艳芳,石丽娜. 制导技术在火箭弹上的应用分析[J]. 飞航导弹, 2010(3):71-75.
- [2] 杨明,高宏伟,汤祁忠. 制导火箭弹射表编拟研究[J]. 火力与指挥控制, 2013, 38(12):156-159.
- [3] 白欣,杨新民,薛晓中. 基于虚拟导引头的航空炸弹最优制导律研究[J]. 火箭与制导学报, 2010, 30(6):1-2.
- [4] 李召,张靖,陈尧. 小型战术导弹捷联惯导系统数字仿真研究[J]. 战术导弹技术, 2009(5):51-55.
- [5] Zhang Y F, Zhang A, Lu Y J. Simulation of TV self-guided weapon[J]. Transaction of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 24(1):68-73.
- [6] Mubarak A J, Mark R, John C, et al. The simulation of laser-based guided weapon engagements [C]//Defense and security symposium. [s. l.]: International Society for Optics and Photonics, 2006.

- [8] 教育部,国家体育总局,《国家学生体质健康标准解读》编委会. 国家学生体质健康标准解读[M]. 北京:人民教育出版社, 2007:86-131.
- [9] 王玲,李平斌.《大学生体质健康标准》实用软件的研制与应用[J]. 武汉体育学院学报, 2004, 38(4):172-173.
- [10] 薛军超. MySQL 网络数据库开发[M]. 北京:人民邮电出版社, 2001.
- [11] Marian P C, Eduard A S, Laurentiu V C. Web services specific security standards [J]. Procedia Economics and Finance, 2014, 16:597-602.
- [12] Garrett J J. Ajax: a new approach to web applications [EB/OL]. 2007. <http://www.adaptivepath.com/publications/essays/archives/000385.php>.
- [13] Flanagan D. Java Script 权威指南[M]. 张铭泽,译. 北京:机械工业出版社, 2005.
- [14] 张友声. 软件体系结构[M]. 北京:清华大学出版社, 2004:57-72.
- [15] 朱爱红,余冬梅,张聚礼. 基于 B/S 软件体系结构的研究[J]. 计算机工程与设计, 2005, 26(5):1164-1165.
- [16] 高扬. 基于 .NET 平台的三层架构软件框架的设计与实现[J]. 计算机技术与发展, 2011, 21(2):77-80.
- [17] Sceppea D. ADO 编程技术[M]. 石钧,译. 北京:清华大学出版社, 2001.
- [18] 赵小军. 基于 B/S 结构的网络教学系统的设计与实现[J]. 计算机与现代化, 2010(2):8-10.

- [7] 温先福,李刚,田德伟,等. 导弹主被动雷达导引头共口径技术研究[J]. 火箭与制导学报, 2015, 35(1):32-36.
- [8] Javelin portable anti-tank missile [EB/OL]. (2012-03-15) [2016-05-19]. <http://www.army-technology.com/projects/javelin>.
- [9] 张晓强. 长钉家族-以色列反坦克导弹报告书[J]. 国际展望, 2004(10):50-55.
- [10] Predator anti-tank missile system [EB/OL]. (2012-03-15) [2016-05-19]. http://www.army-technology.com/projects/predator_kectrel.
- [11] 周须峰,孟博. 空空导弹越肩发射的虚拟目标比例导引律[J]. 飞行力学, 2014, 32(3):248-252.
- [12] 李聪颖,于进勇,李亮,等. STT 反舰导弹末端机动的控制方案比较研究[J]. 科技导报, 2008, 26(22):26-29.
- [13] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2000.
- [14] 李卫丽,严洪森,张维琴. 风干扰下某型导弹的弹道仿真[J]. 计算机技术与发展, 2011, 21(1):246-249.