

1-8-2019

Optimal Closed-Loop Guidance for Cruise Missiles Based on Pseudospectral Method

Liao Ying

1.College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defence Technology, Changsha 410073, China;;

Haiyu Ji

2. China Satellite Maritime Measurement and Control Department, Jinagyin, 214400, China;

Gaoxiong Xue

1.College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defence Technology, Changsha 410073, China;;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Optimal Closed-Loop Guidance for Cruise Missiles Based on Pseudospectral Method

Abstract

Abstract: Cruise missiles facing complex constraints are prone to deviation from the intended trajectory due to disturbances and unexpected situations in flight. *Based on solving the optimal control problem of trajectory optimization with pseudospectral method, the optimal closed-loop guidance is realized by continuous on-line trajectory reconstruction using the rolling time-domain strategy.* The simulation experiments are also undertaken for the unexpected events and disturbances that may be encountered during flight to verify the capability and feasibility. Simulation results show that this method can meet the requirements of real-time and accuracy, and *has good adaptability to different interference errors and task modification forms.*

Keywords

cruise missiles, trajectory optimization, pseudospectral method, optimal closed-loop guidance

Recommended Citation

Liao Ying, Ji Haiyu, Xue Gaoxiong. Optimal Closed-Loop Guidance for Cruise Missiles Based on Pseudospectral Method[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(9): 3464-3471.

基于伪谱法的巡航导弹最优闭环制导方法

廖瑛¹, 季海雨², 薛高雄¹

(1.国防科学技术大学航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073; 2.中国卫星海上测控部, 江苏 江阴 214400)

摘要: 巡航导弹在飞行过程中面临复杂约束, 容易遭遇干扰和突发事件而偏离预定轨迹。针对此情况, 在利用伪谱法求解轨迹规划最优控制问题的基础上, 基于滚动时域策略, 通过动态轨迹重构形成制导指令的方式实现最优闭环制导。针对导弹飞行过程中可能遇到的突发事件和干扰, 进行仿真试验, 验证此方法的修正能力和可行性。仿真结果表明, 基于伪谱法的巡航导弹最优闭环制导方法可以同时满足实时性和精度要求, 对不同干扰误差和任务更改形式具有良好的适应性。

关键词: 巡航导弹; 轨迹规划; 伪谱法; 最优闭环制导

中图分类号: TJ765.3

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2018) 09-3464-08

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.201809030

Optimal Closed-Loop Guidance for Cruise Missiles Based on Pseudospectral Method

Liao Ying¹, Ji Haiyu², Xue Gaoxiong¹

(1.College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defence Technology, Changsha 410073, China;

2. China Satellite Maritime Measurement and Control Department, Jinagyin, 214400, China)

Abstract: Cruise missiles facing complex constraints are prone to deviation from the intended trajectory due to disturbances and unexpected situations in flight. Based on solving the optimal control problem of trajectory optimization with pseudospectral method, the optimal closed-loop guidance is realized by continuous on-line trajectory reconstruction using the rolling time-domain strategy. The simulation experiments are also undertaken for the unexpected events and disturbances that may be encountered during flight to verify the capability and feasibility. Simulation results show that this method can meet the requirements of real-time and accuracy, and has good adaptability to different interference errors and task modification forms.

Keywords: cruise missiles; trajectory optimization; pseudospectral method; optimal closed-loop guidance

引言

世界主要国家正在服役的巡航导弹中, 绝大多数都是亚声速巡航导弹, 于上世纪八十年代开始陆续服役, 在实战中扮演重要角色。目前正在升级换

代, 发展主要集中在提高突防能力、制导能力、杀伤能力和降低成本等方面, 除此之外对自适应性、识别能力、机动能力、可靠性和使用性也有新的要求^[1]。

巡航导弹主要用于对敌纵深目标实施精确打击。为降低其在巡航段被敌防御系统摧毁的概率, 需要充分利用已知的战场环境信息, 使导弹尽可能的贴地飞行并避开敌防御力量集中的危险区域。其轨迹规划和制导律设计问题可以整合并化为有约



收稿日期: 2016-11-25 修回日期: 2017-03-20;
基金项目: 航天支撑技术基金(2015-HT-GFKD);
作者简介: 廖瑛(1961-), 女, 湖南长沙, 博士, 博导, 研究方向为飞行器设计与系统仿真; 季海雨(1992-), 男, 江苏无锡, 硕士, 研究方向为飞行器设计与系统仿真。

<http://www.china-simulation.com>

• 3464 •

束的非线性最优控制问题, 采用求解最优控制问题的方法求解, 得到在满足给定路径约束的同时所受威胁最小的最优制导律和轨迹。

伪谱法(pseudospectral method)是配点法中的一类, 由于配点一般为正交多项式的根, 又称为正交配点(orthogonal collocation)法。近年来, 伪谱法由于能够以较小的计算代价获得较高的求解精度, 在军事和工业领域、地面和飞行器等不同系统中得到应用^[2]。常见的伪谱法有 Legendre 伪谱法、Radau 伪谱法、Gauss 伪谱法以及 Chebyshev 伪谱法, 主要的不同之处在配点选择上, 继而造成离散过程中的一些区别。在都使用 N 阶 Lagrange 插值的情况下, Legendre 伪谱法的配点是 N 阶 Legendre 多项式一阶导数的所有零点, 再加上 -1 和 1 这两个端点; Gauss 伪谱法的配点是 N-1 阶 Legendre 多项式的所有零点; Radau 伪谱法的配点是 N 阶与 N-1 阶 Legendre 多项式之和的所有零点, 也可以替换成这些零点的相反数; Chebyshev 伪谱法的配点是 Chebyshev 多项式的零点。

最优闭环制导(Optimal Closed-Loop Guidance), 也被称为最优反馈制导(Optimal Feedback Guidance)、实时最优制导(Real-Time Optimal Guidance)。该方法在飞行过程中, 实时求解条件不断变化特别是初始状态不断变化的开环形式最优制导问题, 形成闭环制导。但其他方法一般都难以满足这一实时性要求。而伪谱法由于其谱收敛特性逐步得到了验证, 基于这一方法的最优闭环制导具有在线应用的潜力, 因而有可能用于复杂非线性系统的实时控制上。目前已经有许多文献涉及对这一方法的理论研究和应用, 但以亚声速巡航导弹为研究对象的还不多。文献[3]中最早提出了基于 Legendre 伪谱法的非线性最优控制问题实时计算框架。文献[4]在此基础上进一步完善实时最优反馈概念, 证明在一定的反馈周期下该方法针对非线性系统的稳定性, 并将其用于卫星的姿态控制。文献[5]以再入飞行器为研究对象, 对基于伪谱法的最优反馈制导律进行了研究, 仿真结果表明

该方法能够在满足路径约束并存在干扰的条件下保持良好的性能。

本文以亚声速巡航导弹作为应用对象, 针对其特点, 设计了具体的最优闭环制导方法, 并结合实际情况设计算例, 对其有效性和适应性进行验证。

1 飞行轨迹规划和制导律设计

将巡航导弹飞行轨迹规划和制导律设计问题整体考虑, 描述为有限时间内的连续最优控制问题。

状态变量为纵程 x 、高程 y 、横程 z 、速率 V 、弹道倾角 θ 和弹道偏角 ψ_V , 控制变量为攻角 α 和速度滚转角 γ_V 。

状态方程为巡航段质心运动方程, 假设导弹采用倾斜转弯控制, 且不考虑地球的旋转和曲率, 则为

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V \cos \theta \cos \psi_V \\ \frac{dy}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{dz}{dt} = -V \cos \theta \sin \psi_V \\ \frac{dV}{dt} = \frac{P \cos \alpha - X - mg \sin \theta}{m} \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{P \sin \alpha \cos \gamma_V + Y \cos \gamma_V - mg \cos \theta}{mV} \\ \frac{d\psi_V}{dt} = \frac{P \sin \alpha \sin \gamma_V + Y \sin \gamma_V}{-mV \cos \theta} \end{cases} \quad (1)$$

式中: P 是涡扇发动机推力; X 、 Y 分别气动阻力和升力; m 为导弹质量, 采用如下模型:

$$X = 0.5 \rho V_c^2 S C_x \quad (2)$$

$$Y = 0.5 \rho V_c^2 S C_y \quad (3)$$

$$m = m_0 - \int (\text{sfc} \cdot P) dt \quad (4)$$

假设某型亚声速巡航导弹的推力 $P = 1860 \text{ N}$, 升力系数 $C_y = 0.2 + 3.438\alpha$, 阻力系数 $C_x = 0.02 + 0.1625 C_y^2$, 特征面积 $S = 0.995 \text{ m}^2$, 初始质量 $m_0 = 1250 \text{ kg}$, 巡航耗油率 $\text{sfc} = 0.682 \text{ kg}/(\text{daN} \cdot \text{h})$; 飞行区域内重力加速度 $g = 9.81 \text{ m}/\text{s}^2$, 大气密度 $\rho = 1.225 \text{ kg}/\text{m}^3$ 。

目标函数为

$$J = \int_{t_0}^{t_f} (f_h + f_{wx}) dt \quad (5)$$

式中： f_h 是惩罚导弹飞行高度过高或过低的项； f_{wx} 是表征敌方防空火力对导弹威胁大小的项。

边界条件

$$\phi(\mathbf{x}(t_0), t_0, \mathbf{x}(t_f), t_f) \leq 0 \quad (6)$$

路径约束

$$\mathbf{C}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \leq 0 \quad (7)$$

使用伪谱法，将该最优控制问题在时域上离散。首先，将状态变量和控制变量在一系列配点上离散，并以这些离散点为插值节点构造相应阶数的 Lagrange 插值多项式，从而逼近状态变量和控制变量；其次，再通过对这种全局插值多项式的求导来逼近状态变量对时间的导数；同时积分项用 Gauss 积分近似。于是，微分方程、边界条件、路径约束和目标函数均可化为离散的代数形式，从而最优控制问题转化为受代数不等式约束的有限维静态参数优化问题，即非线性规划问题^[6-9]。求解该问题得到离散形式的轨迹和制导律，再经过 3 次样条插值后得到连续形式的参考轨迹和制导律。

2 最优闭环制导方法

本文在使用伪谱法进行飞行轨迹规划和制导律设计的基础上，采用滚动时域策略，通过动态轨迹重构形成制导指令，实现最优闭环制导，如图 1 所示。图中， $t_i (i=0,1,\dots,N)$ 是控制指令的切换时刻； t_p 是最优控制指令的最大允许计算时间，包括根据 t_{i-1} 时刻的状态 x_{i-1} 、控制 $u^*(\hat{x}_{i-1})$ 得到 t_i 时刻的状态估计 \hat{x}_i ，以及根据 \hat{x}_i 得到最优控制 $u^*(\hat{x}_i)$ 的过程； t_{EH} 是控制量的更新周期； t_{PH} 是滚动时域长度。文献[10]中给出了这一策略稳定性的相关证明。

根据上述策略，在每一个制导指令更新周期内，先测量这一指令更新时刻的状态量，以此为初值、以正在执行的指令为控制量，使用周期固定方法，对状态微分方程进行一个指令更新周期长度的积分，得到下一指令更新时刻的状态估计值；再使用伪谱法，求解以该估计值为初始状态

的最优制导问题；周而复始，形成对制导指令的不断修正，实现最优闭环制导。其中周期固定方法的周期定在秒级时收敛，实际中一般定在 10 s 以内误差就可以容忍。

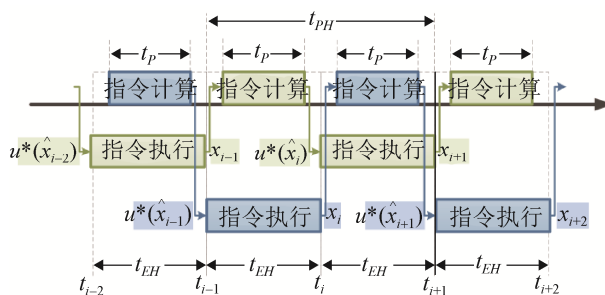


图 1 滚动时域策略示意图
Fig. 1 Sketch map of rolling horizon strategy

因为需要给导航信息获取、控制内回路指令解算以及导弹姿态响应预留一定的时间和提前量，制导指令的最大允许解算时间 t_p 一般要小于指令更新周期 t_{EH} 。在时间 t_p 内，需要完成下一次指令更新时刻的状态预报，并根据这一预报值解算出新的最优制导指令；当最优制导指令没能在 t_p 时间内解出时，则继续使用最近一次成功解算所得的结果。解算过程中，可以将发射前离线计算并装定好的参考最优制导指令或最近一次成功解算得到的制导指令作为初始猜测值。

亚声速巡航导弹在发射前，根据作战任务进行飞行轨迹规划，形成参考轨迹。发射后经过助推段和稳定过程，下降至较低高度巡航飞行。在这一过程中一般直接使用预设参考指令进行制导，或是利用惯导信息进行指令修正，对参考轨迹进行跟踪。在之后的某一飞行时刻 t_0 开启最优闭环制导模式，此时的制导指令记为 u_0 ，制导指令更新周期固定为 t_{EH} 。

在第 i 个制导指令更新周期内，最优闭环制导模式的具体步骤如下：

- 1) 状态获取：在制导指令更新时刻 $t_i (i=0,1,\dots,N)$ ，依据导航信息，获取当前状态向量 x_i 。这一过程一般依靠惯导系统、卫星定位或地形匹配进行。当前导弹正在执行的制导指令记为 u_i 。

2) 状态预报: 以状态向量 x_i 为积分初值, 以当前指令 u_i 为控制量, 对系统状态微分方程从 t_i 时刻到 t_{i+1} 时刻进行积分, 积分长度为一个制导指令更新周期 t_{EH} 。积分得到的结果 \hat{x}_{i+1} 作为下一个制导指令更新时刻 t_{i+1} 的状态向量预报值。记该过程耗时为 t_{YBi} 。

3) 轨迹重构: 以下一个制导指令更新时刻 t_{i+1} 为初始时刻, 以状态向量预报值 \hat{x}_{i+1} 为初始状态, 结合最新的目标信息和战场环境信息, 重构轨迹规划问题。利用伪谱法, 将该问题转化为非线性规划问题进行求解。记解算耗时为 t_{CGi} 。

4) 指令装定: 在制导指令最大允许解算时间 t_P 内, 若得出制导指令最优解 $u^*(\hat{x}_{i+1})$, 即 $t_{YBi} + t_{CGi} < t_P$, 则令 $u_{i+1} = u^*(\hat{x}_{i+1})$; 若未能在 t_P 时间内完成解算, 即 $t_{YBi} + t_{CGi} \geq t_P$, 则停止解算, 并令 $u_{i+1} = u_i$ 。

5) 指令执行: 在下一个制导指令更新周期 t_{EH} 即时间 $[t_{i+1}, t_{i+2}]$ 内, 以 u_{i+1} 为制导指令, 控制姿态内回路对其进行跟踪。 t_{i+1} 时刻为制导指令更新时刻。

6) 在 t_{i+1} 时刻, 姿态控制系统开始执行指令 u_{i+1} 的同时, 制导系统重新返回第二步, 进行新一个周期的指令计算。这一过程如图 2 所示。

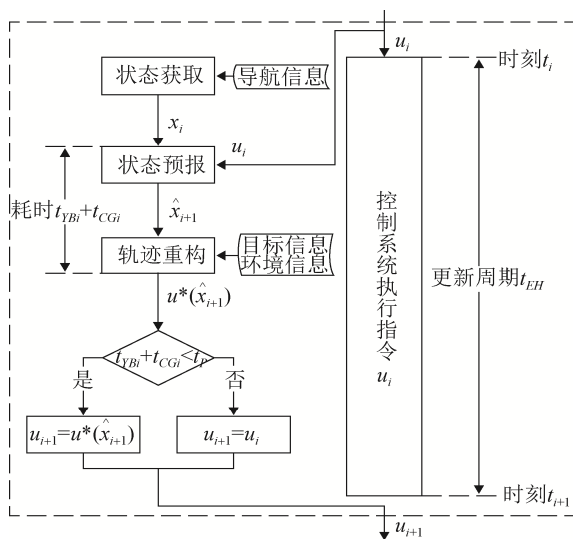


图 2 最优闭环制导过程示意图(第 i 个周期内)

Fig. 2 Schematic diagram of optimal closed-loop guidance process (the i period)

3 仿真算例

本文仿真计算所用计算机 CPU 为 3.50GHz/Intel Core i5-4690, 8.00 GB 内存, 操作系统为 64 位 Windows 7, 编译环境为 Matlab R2013a (8.1.0.604)。仿真时, 积分方法采用四五阶龙格库塔法, 时间步长取为 0.001 s; 最优控制问题的转化求解主要使用 MATLAB 软件包 GPOPS(General Pseudospectral Optimization Software)的 5.1 版本, 该版本基于 hp 自适应 Radau 伪谱法。

3.1 基本背景

以巡航段内相邻两个航路点间的轨迹规划为例。根据已有战例, 现代小口径高射炮射速快、精度高、高低角范围广, 在成功预警的情况下, 近距离能对低空飞行的巡航导弹构成很大威胁。因此, 在规划此段飞行轨迹时仅考虑高射炮等近程防空武器。

按照任务要求, 低空巡航状态下的“战斧”需在 140 s~160 s 内, 从坐标为(0,35 m, 0)的航路点飞向坐标为(35 km,35 m,0)的航路点。假设规划区域内地形开阔平坦; 存在 3 个小口径高射炮连, 每连 6 个, 共 18 个同型号的火力单元; 配有火控雷达和指挥仪, 并与上级预警雷达联网; 武器系统状态始终良好, 弹药储备补充正常, 作战中无损失; 不存在电子干扰的情况下, 超低空防御效能大致与目标的高度无关, 与斜距负相关; 跟踪目标时间越长, 毁伤概率越高。

假定规划时, 上述全部火力单元的位置坐标已知, 如表 1 所示。

表 1 火力单元位置坐标
Tab. 1 Fire unit coordinate

序号	x_i/km	z_i/km	序号	x_i/km	z_i/km	序号	x_i/km	z_i/km
1	9.95	2.54	7	14.97	7.49	13	24.42	-7.95
2	9.25	1.88	8	18.85	10.85	14	27.55	-4.57
3	9.10	1.08	9	19.62	8.42	15	24.39	-6.03
4	8.02	1.80	10	18.23	9.02	16	26.31	-3.99
5	10.16	0.00	11	14.98	11.02	17	23.54	-7.61
6	11.29	1.10	12	20.35	9.47	18	24.97	-7.22

在轨迹规划性能指标中, 表征某一时刻全部防空火力对坐标为 (x,y,z) 的导弹整体威胁大小的项为

$$f_{wx} = \sum_{i=1}^{18} \frac{10^{10}}{(x-x_i)^2 + (z-z_i)^2} \quad (8)$$

由于地形平坦开阔, 期望飞行高度保持在 15 米至 55 米, 惩罚其过高或过低的项为

$$f_h = 10^{-1} \times [(y-15)^2 + (y-55)^2] \quad (9)$$

全过程的性能指标为式(10), 在满足约束的情况下, 要求其尽可能小。

$$J = \int_{t_0}^{t_f} (f_h + f_{wx}) dt \quad (10)$$

考虑到导弹控制系统和执行机构的限制, 本文在飞行轨迹规划时, 始终考虑以下性能约束:

1) 攻角约束

虽然由于大攻角控制技术的发展, 有翼导弹的最大攻角可取至 15° 到 20° , 但一般在 10° 左右就会出现较严重的非线性。出于对姿态控制回路的保守考虑, 攻角设计值控制在 10° 以内, 即

$$|\alpha| \leq 10 \text{ deg} \quad (11)$$

2) 侧滑角约束

因为采用倾斜转弯控制, 侧滑角设计值为 0, 即

$$\beta = 0 \quad (12)$$

3) 速度滚转角约束

导弹转弯依靠速度滚转角控制, 其设计值需小于最大允许值^[11]

$$|\gamma_V| \leq 45 \text{ deg} \quad (13)$$

4) 巡航速率约束

考虑到涡轮风扇发动机稳定工作的要求, 导弹巡航马赫数的变化范围不能过大, 一般在 0.62 和 0.85 马赫之间^[12]。考虑“战斧”低空巡航的特点, 巡航速率设计值范围为

$$210 \text{ m/s} \leq V \leq 290 \text{ m/s} \quad (14)$$

5) 离地高度约束

因为导弹的地形测量范围和机动能力是有限的, 所以为减小碰地概率, 存在最小允许离地(海)高度的限制, 具体数值与地貌(海浪)状况相关。对“战斧”来说, 一般而言, 在海面为 7 m, 平原为 15 m, 山区为 150 m。本文中, 离地高度设计值满足

$$h \geq 15 \text{ m} \quad (15)$$

除考虑导弹性能约束外, 还考虑初值条件

$$\begin{cases} (x_0, y_0, z_0, V_0, \theta_0, \psi_{V0}) = (0, 35 \text{ m}, 0, 245 \text{ m/s}, 0, 0) \\ t_0 = 0 \end{cases} \quad (16)$$

和终端约束

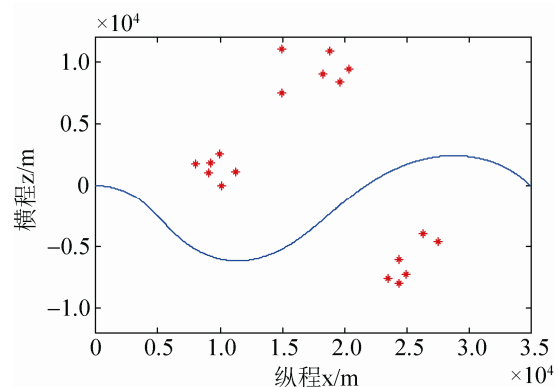
$$\begin{cases} (x_f, y_f, z_f) = (35 \text{ km}, 35 \text{ m}, 0) \\ 140 \text{ s} \leq t_f \leq 160 \text{ s} \end{cases} \quad (17)$$

3.2 仿真结果与分析

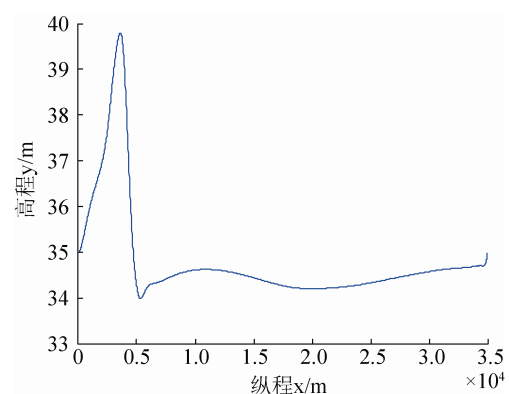
以制导指令更新周期 2 s 为例。假设每个周期内导航信息获取处理和姿态控制指令计算耗时之和小于 0.1 s, 那么制导指令的最大允许解算时间为 1.9 s。

3.2.1 平均弹道

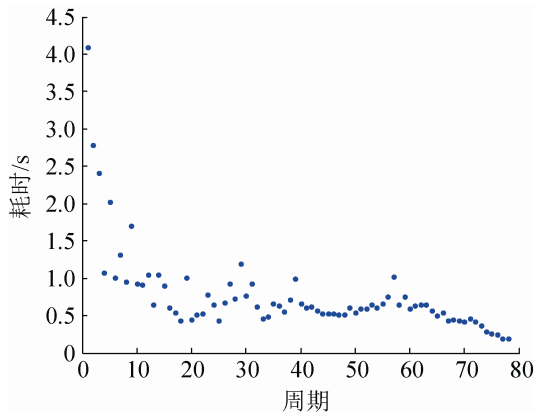
在不考虑干扰和测量误差的情况下, 仿真求出的是该方法的平均弹道。到达时间是 158.463 s, 性能指标是 272 632.1, 脱靶量是 0.041 s。其相应位置参数变化和每周期内规划耗时如图 3 所示。



(a) 飞行轨迹



(b) 高程-纵程关系图



(c) 制导指令解算时间

图 3 最优闭环制导仿真结果(平均弹道)

Fig. 3 Simulation results of optimal closed-loop guidance (mean trajectory)

从图 3 中可以看出, 仿真轨迹与轨迹规划问题的全局最优解差别很小, 飞行高度合适, 脱靶量和性能指标都十分理想, 并且制导指令解算耗时除开始外都在要求的 1.9 s 以内。此结果验证了制导指令更新周期固定方式的动态轨迹重构能同时满足最优闭环制导的实时性和精度要求。

3.2.2 阵风干扰

再考虑阵风扰动的影响。在飞行的第 20 s 至 25 s 内, 导弹遭遇常值水平侧风, 风速为 26 m/s。该情况下, 其到达时间是 158.281 s, 性能指标是 272 847.7, 脱靶量是 0.114 m。相应位置参数变化如图 4 所示。

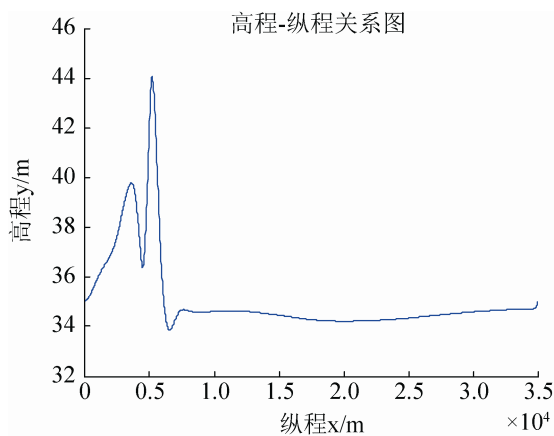


图 4 最优闭环制导仿真结果(考虑阵风干扰)

Fig. 4 Simulation results of optimal closed-loop guidance (considering gust disturbance)

从图 4 中可以看出, 导弹飞行 20 s 后纵程达到 5 km 左右, 受侧风影响, 飞行高度存在下降过程。但轨迹飞行高度合适, 脱靶量和性能指标都十分理想, 对阵风干扰的修正效果很好。

3.2.3 初值扰动

考虑上一相邻航路点间的飞行误差, 可以视为初值扰动, 即初值条件为

$$\begin{cases} x_0 \sim N(0, (2 \text{ km})^2) \\ z_0 \sim N(0, (2 \text{ km})^2) \\ \psi_{V_0} \sim N(0, (1 \text{ deg})^2) \end{cases} \quad (18)$$

$$(y_0, V_0, \theta_0) = (35 \text{ m}, 245 \text{ m/s}, 0), t_0 = 0 \quad (19)$$

以某一次数值仿真试验中的情况为例, 其初始状态 $(x_0, z_0, \psi_{V_0}) = (-865 \text{ m}, -3331 \text{ m}, 0.125 \text{ deg})$ 。该情况下, 到达时间是 154.494 s, 性能指标是 234 549.0, 脱靶量是 0.076 m。其对初值扰动的修正效果如图 5 所示。

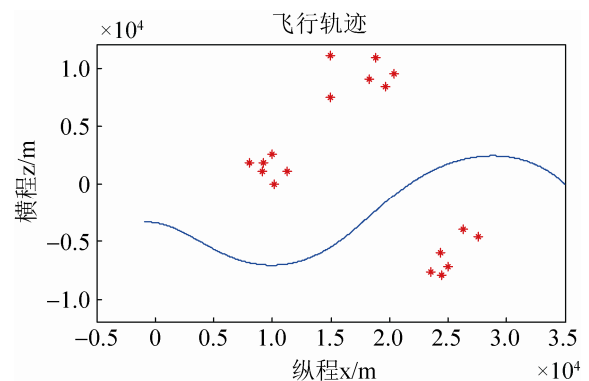


图 5 最优闭环制导仿真结果(考虑初值扰动)

Fig. 5 Simulation results of optimal closed-loop guidance (considering initial disturbance)

到达时间和性能指标相较于参考轨迹更低的原因是: 初始位置离开最近的高射炮连更远, 开始时的降速转弯程度较小。

3.2.4 目标更换

在导弹飞行过程中, 可能发生原定攻击目标已被转移、被摧毁或失去攻击价值的情况。特别是在多弹协同的情况下, 很可能需要根据前弹的攻击效果, 决定后弹是继续攻击原定目标还是切换至下一目标。若不能及时更换目标或无法成功飞至新目

标,那么该枚导弹将失去使用价值,造成浪费并贻误战机。

假设在导弹飞行至第 50 s 时,获得攻击任务改变的指令,分别更换目标至目标 1、目标 2、目标 3、目标 4;而到达目的地的飞行时间约束上界从 160 s 更改为 180 s。其仿真结果如图 6 所示。四个新目标的坐标在纵程和高程上与原目标保持不变,仍然为 35 km 和 35 m;但在横程上的坐标分别 10 km、5 km、-5 km、-10 km。相关仿真数据如表 2 所示。

表 2 目标更换仿真结果(周期 2 s)
Tab. 2 Simulation results of target change
(period is 2 seconds)

目标序号	横程坐标/km	脱靶量/m	到达时间/s
1	10	0.001	180.000
2	5	0.068	171.951
3	-5	0.089	157.806
4	-10	0.108	165.575
原目标	0	0.133	158.562

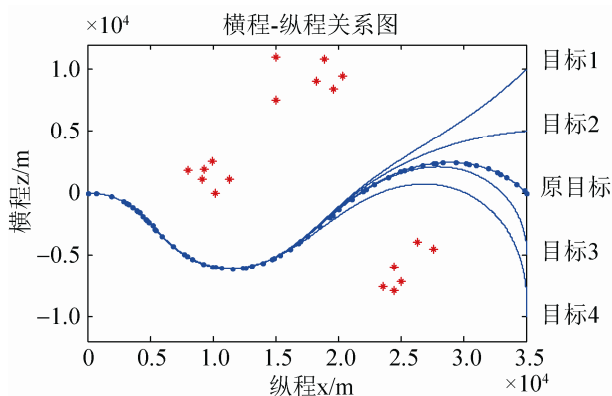


图 6 最优闭环制导仿真结果(考虑目标更换)

Fig. 6 Simulation results of optimal closed-loop guidance (considering target replacement)

最优闭环制导方式对于飞行过程中的目标更换是有效的,可以通过在线轨迹重构,将导弹在规定时间内准确控制到新的目标位置。

3.2.5 威胁变动

由于己方的成功打击和敌方的战术意图,对导弹构成威胁的敌方防空单位,可能在导弹发射后出现数目增减、位置移动、效能变化等情况,即威胁

变动。在这种情况下,参考轨迹可能不再是最优轨迹,需要进行轨迹重构。

假设导弹在沿原参考轨迹飞行的过程中,分别第 50 s, 60 s, 70 s, 80 s, 90 s, 和 100 s 时,接收到其中一个高射炮连即第 13~18 号防空火力单元已失去作战效能和威胁的情报。仿真结果如表 3 和图 7 所示。

表 3 威胁源变动仿真结果(周期 2 s)
Tab. 3 Simulation results of threat source changes
(period is 2 s)

接收时刻/s	脱靶量/m	到达时间/s	到达速率/(m/s)
50	0.004	160.000	273.197
60	0.083	156.437	267.768
70	0.021	153.791	265.433
80	0.042	153.547	265.481
90	0.019	154.540	266.895
100	0.115	155.845	268.184

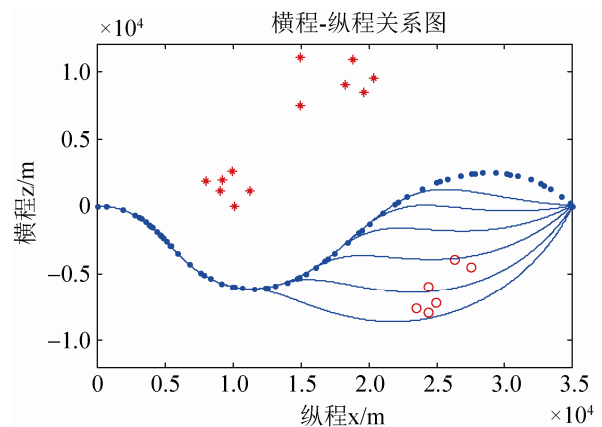


图 7 最优闭环制导仿真结果(考虑威胁变动)

Fig. 7 Simulation results of optimal closed-loop guidance (considering the threat changes)

导弹在接收到情报后随即进行轨迹重构,完成后立即转弯,沿新的最优轨迹飞行。仿真结果表明,对于飞行过程中威胁源发生变动的情况,最优闭环制导方法能够通过动态轨迹重构,使导弹沿新的最优轨迹飞向目标位置,同时脱靶量很小。

4 结论

本文以亚声速巡航导弹作为应用对象,使用伪谱法处理飞行轨迹规划和制导律设计问题,并在此

基础上结合滚动时域策略,通过动态轨迹重构形成制导指令,实现最优闭环制导。依据导弹运动和战场环境特点,本文针对导弹飞行过程中可能遭遇的突发情况,设计了若干算例,应用最优闭环制导方法,分别进行数值仿真。仿真结果表明,应用该方法,能同时满足实时性和精度的要求,将导弹脱靶量控制在很小的范围内,并具有一定的鲁棒性。在飞行过程中遭遇如阵风干扰、初值扰动、目标更换、威胁变动等突发情况时,导弹仍可以继续有效遂行作战任务。

参考文献:

- [1] 周伟,李毅,张亚迪. 外军巡航导弹发展态势分析[J]. 航天电子对抗, 2015, 31(1): 1-5.
Zhou W, Li Y, Zhang Y D. nalysis of the Development Situation of Foreign Military Cruise Missiles[J]. Aerospace Electronic Competition, 2015, 31(1): 1-5.
- [2] 杨希祥,杨慧欣,王鹏. 伪谱法及其在飞行器轨迹优化设计领域的应用综述[J]. 国防科技大学学报, 2015(4):1-8.
Yang X X, Yang H X, Wang P. Overview of pseudo-spectral method and its application in trajectory optimum design for flight vehicles[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015(4):1-8.
- [3] Ross I M, Fahroo F. A Unified Computational Framework for Real-Time Optimal Control[C]// Proceedings of the 42nd IEEE Conierence on Decision and Control. Maui, Hawaii USA: IEEE Press, 2003: 2210-2215.
- [4] Ross I M, Sekhavat P, Fleming A, et al. Optimal Feedback Control: Foundations, Examples, and Experimental Results for a New Approach[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics (S0731-5090), 2008, 31(2): 1307-1321.
- [5] Tian B, Zong Q. Optimal guidance for reentry vehicles based on indirect Legendre pseudospectral method[J]. Acta Astronautica (S0094-5765), 2011, 68(7/8): 1176-1184.
- [6] 黄诒,张友安,刘永新,等. 基于 Radau 伪谱方法的轨迹优化[J]. 海军航空工程学院学报, 2015, 30(4): 315-320.
Huang J, Zhang Y A, Liu Y X, et al. Trajectory optimization based on Radau pseudospectral method[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2015, 30(4): 315-320.
- [7] 明超,孙瑞胜,白宏阳,等. 基于 hp 自适应伪谱法的多脉冲导弹弹道优化设计[J]. 固体火箭技术, 2015(2):151-155.
Ming C, Sun R S, Bai H Y, et al. Ballistic optimization design of multi-pulse missile based on hp adaptive pseudospectral method[J]. Solid State Rocket Technology, 2015(2): 151-155.
- [8] Peng H, Gao Q, Wu Z, et al. Optimal guidance based on receding horizon control for low-thrust transfer to libration point orbits[J]. Advances in Space Research, 2013, 51(11): 2093-2111.
- [9] Darby C L, Hager W W, Rao A V. Direct trajectory optimization using a variable low-order adaptive pseudospectral method[J]. Journal of Spacecraft and Rockets (S0022-4650). 2011, 48(3): 433-445.
- [10] Lu P. Closed-form control laws for linear time-varying systems[J]. Automatic Control (S0018-9286), IEEE Transactions on, 2000, 45(3): 537-542.
- [11] 吴森堂. 飞航导弹制导控制系统随机鲁棒分析与设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 39-200.
WU Sentang. Tochastic robustness analysis and design for guid-ance and control systemof winged missile[M]. Beijing: NationalDefense Industry Press, 2010: 39-200.
- [12] 韩祖南. 国外著名导弹解析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 198-203.
Han Z N. Analysis of famous foreign missiles[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2013: 198-203.