

某型反坦克导弹的高原适应性改造

刘海亮, 黄大山, 王炳奇, 罗德智, 张文杨

(中国人民解放军 32272 部队, 四川 德阳 618000)

摘要:为解决某型反坦克导弹在高原试射过程中出现发射后掉落的问题,采用了增添反馈回路,引入陀螺仪、加速度感应装置,加入 EMPC 自动驾驶仪的方法。与无校正、变系数法校正、EMPC 方法校正相比,高效 EMPC 方法超调量小、调整时间短,动态特性提升较为明显。从调节速度、适用性等方面论证了高效 EMPC 高原适应性改造方案的可行性和优越性。

关键词:反坦克导弹;高效 EMPC 算法;显式模型预测控制;变系数网络校正法;高原适应性改造

本文引用格式:刘海亮,黄大山,王炳奇,等.某型反坦克导弹的高原适应性改造[J].兵器装备工程学报,2020,41(S2):197-200.

Citation format:LIU Hailiang, HUANG Dashan, WANG Bingqi, et al. Plateau Adaptation Transformation of Anti-Tank Missile[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(S2): 197-200.

中图分类号: TP29

文献标识码: A

文章编号: 2096-2304(2020)S2-0197-04

Plateau Adaptation Transformation of Anti-Tank Missile

LIU Hailiang, HUANG Dashan, WANG Bingqi, LUO Dezhi, ZHANG Wenyang

(The No. 32272nd Troop of PLA, Deyang 618000, China)

Abstract: In order to solve the problem of a certain type of anti-tank missile falling after launch during altitude test, this paper adopted the method of adding feedback loop, introducing gyroscope and acceleration induction device, and adding EMPC autopilot. Compared with no correction, variable coefficient method and EMPC method, the efficient EMPC method has small overshoot, short adjustment time and obvious dynamic characteristic improvement. The feasibility and superiority of the efficient EMPC plateau adaptation reconstruction scheme were demonstrated from the aspects of regulating speed and applicability.

Key words: anti-tank missile ; the high-efficiency EMPC algorithm ; explicit model predictive control ; variable coefficient method ; plateau adaptation transformation

某型反坦克导弹在高原试射试验过程中,出现多数导弹发射后掉落现象。由于此型反坦克导弹在设计之初主要用于低海拔平原环境条件下使用,加之没有自动驾驶仪的稳定作用,导弹性能会随大气特性改变而发生较大变化^[1-2]。查阅文献可知,有学者提出一种非线性方法来解决导弹的弹道问题^[3]。有研究者从高原环境条件入手,详细分析了高寒环境对导弹影响作用的机理,提出了简单的解决方法^[4]。其中有研究者从校正网络入手,较好地解决了此类问题的发生,但是解决复杂情况的能力不够^[5]。

在上述研究的基础上,本文从高原环境导弹的动态特性入手,通过分析海拔高度的变化对导弹动态特性的影响,设计出基于高效 EMPC (Explicit Model Predictive Control) 算法^[6]的自动驾驶仪的一种改进方案。为了能够研究高原使用条件下该型导弹出现掉地、不稳现象发生的机理,解决高原环境下导弹适应性问题,从快速性、适用性几方面考虑对该型导弹加入高效 EMPC 控制器的自动驾驶仪,对其进行高原适应性改进,并与现有的变系数校正法相比较,结合其模型进行数值仿真,仿真结果证明了加入改进的高效 EMPC 控

收稿日期: 2020-06-22; 修回日期: 2020-09-12

作者简介: 刘海亮 (1988—), 男, 硕士, 工程师, 主要从事先进控制理论在工程中的应用研究, E-mail: laegeansea@foxmail.com。

制器的自动驾驶仪的方案可行性,改进方案满足不同海拔下的作战需求,其控制效果明显优于变系数校正法。

1 高原环境下动静态特性分析

1.1 高原环境条件分析

高原环境对导弹性能的主要影响因素有声速、空气密度、重力加速度、气压、含氧量、温度和日照强度^[1]。下面通过定量的以空气密度对导弹动态特性的影响分析,从而得出各个因素随海拔高度变化情况。大气模型(也称为大气模式)是有关大气的参数值。标准大气和参考大气都是特定的大气模型,此模型提供了温度、气压、密度和风等大气环境的各种数据或公式,是飞机、导弹、航天器和运载火箭研制中计算的重要依据^[7]。以美国标准大气(USSA-1976)为依据:

在海平面,温度 T_0 , 静压 P_0 分别为: $T_0 = 288.166\ 7\text{ K}$, $P_0 = 101\ 314.628\text{ N/m}^2$ 。

在海拔高度,根据标准大气模型,我国高原地区位于第一区间即, $z \leq 11\ 000\text{ m}$:

$$T_a = T_0 - (0.006\ 499\ 708)z\ (\text{K}) \quad (1)$$

$$P_a = P_0 (1 - 2.255\ 692\ 257 \times 10^{-5} z)^{5.256\ 1}\ (\text{N/m}^2) \quad (2)$$

在这个区间内,环境大气的密度和声速由下式给出:

$$\rho_a = P_a / RT_a\ (\text{kg/m}^3) \quad (3)$$

$$V_a = 20.037\ 673 \sqrt{T_a}\ (\text{m/s}) \quad (4)$$

式中: R 为气体常数,需要说明,声速 V_a 亦可由如下关系求出:

$$V_a = kRT \quad (5)$$

式中: k 为气体的比热容比(空气的比热容比为 1.4); R 为气体常数; T 为标准大气的绝对温度; T_a 为海拔高度 z 处的环境大气温度; P_a 为海拔高度 z 处的环境大气压力; ρ_a 为海拔高度 z 处的环境大气密度; V_a 为海拔高度 z 处的声速。通过仿真得出各个要素随着海拔高度变化曲线如图 1 所示。

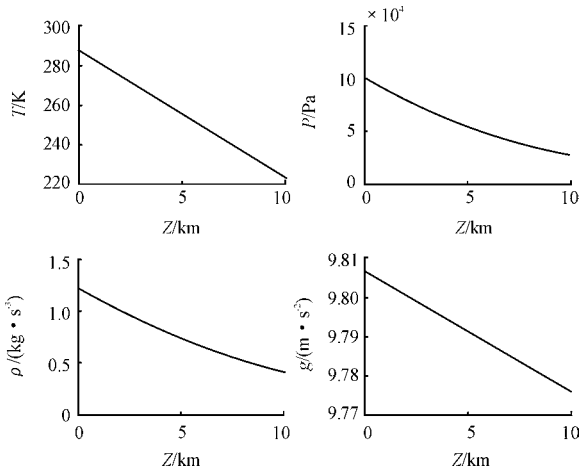


图 1 不同海拔高度下大气特性变化曲线

由图 1 可知,高原大气特性与平原相比最大差异在于温度、空气密度和静压。但是由于该型导弹硬件特殊性,大气

压力和温度对导弹动态性能影响较小,因此主要分析空气密度变化对导弹动态性能的影响。

1.2 导弹数学模型构建

该型导弹的制导设备按照三点法导引规律实现制导功能^[8]。在三点法制导中,需要不断操纵导弹以使它位于目标跟踪器与目标之间。三点指导法涉及的是地面追踪器、导弹和目标。各个功能模块组合环节如图 2 所示。

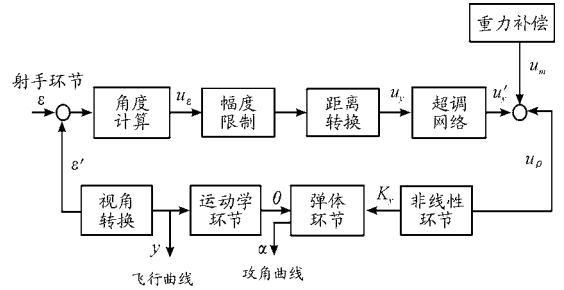


图 2 导弹制导流程框图

根据图 2 所示,可构建导弹控制的飞行弹道。为了分析导弹动态特性,建立导弹数学模型。由于该导弹采用轴对称布局形式,因此只对俯仰方向进行建模分析。经过简化和引入动力学系数,同时忽略掉一些次要条件,如下洗延迟等,那么可以得到纵向通道方程组简化形式:

$$\begin{cases} \ddot{\delta} + a_{22} \dot{\delta} + a_{24} \alpha = -a_{25} \delta_z \\ \dot{\theta} - a_{34} \alpha = a_{35} \delta_z \\ \delta - \theta - \alpha = 0 \end{cases} \quad (6)$$

式中, a_{ij} 为俯仰运动动力系数; δ 、 θ 、 α 分别为俯仰角、弹道倾角和攻角(rad)。

将式(6)改写为状态空间模型,得:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\delta} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{22} & 0 & a_{24} \\ 0 & 0 & a_{34} \\ 1 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \theta \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -a_{25} \\ a_{35} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_z \quad (7)$$

将上式进行拉式变换可以得到传递函数为:

$$W_K^{\dot{\delta}}(s) = \frac{\dot{\delta}(s)}{\delta_z(s)} = \frac{-a_{25}s - a_{25}a_{34}}{s^2 + (a_{22} + a_{34})s + a_{22}a_{34} + a_{24}}$$

$$W_K^{\dot{\theta}}(s) = \frac{\dot{\theta}(s)}{\delta_z(s)} = \frac{-a_{25}a_{34}}{s^2 + (a_{22} + a_{34})s + a_{22}a_{34} + a_{24}} \quad (8)$$

$$W_K^{\alpha}(s) = \frac{\alpha(s)}{\delta_z(s)} = \frac{-a_{25}}{s^2 + (a_{22} + a_{34})s + a_{22}a_{34} + a_{24}}$$

$$s^2 + (a_{22} + a_{34})s + a_{22}a_{34} + a_{24} = 0 \quad (9)$$

特征方程式(8)和式(9)有着类似的系统特性。各动力系数^[81]定义如表 1。

$$a_{22} = \frac{m_z^{\omega_z} q S b_A}{J_z} \frac{b_A}{V} \quad (10)$$

$$a_{24} = \frac{m_z^{\alpha} q S b_A}{J_z} \quad (11)$$

$$a_{25} = \frac{m_z^{\delta_z} q S b_A}{J_z} \quad (12)$$

$$a_{34} = \frac{c_y^a q s + P}{mV} \tag{13}$$

q 为迎面气流动压($q = \frac{1}{2} \rho V^2$),与空气密度呈正相关。

从式(10)到式(13)可知动压决定了动力系数的变化规律。由特征方程可知,导弹的传递系数跟海拔高度呈负相关。说明舵机的控制效率跟海拔高度呈负相关,高海拔使导弹机动性能下降。系统控制对象的传递函数发生变化,从而导致控制系统的不稳定。

表 1 动力系数

符号	物理意义	公式
a_{22}	气动阻尼系数	M_z^{ω}/J_z
a_{24}	弹体静稳定系数	M_z^{α}/J_z
a_{25}	舵机控制效率	$-M_{\delta_z}/J_z$
a_{34}	导弹法向力系数	$(P + Y^{\alpha})/mV$

1.3 变系数网络校正法

高原环境下,弹体发出后,震荡剧烈、频繁,极不稳定,并且系统调整时间过长,响应缓慢。因此必须进行高海拔情况修正,确保在高海拔情况下,系统的动态特性能良好和平原环境下保持一致的高度稳定性。针对反坦克导弹高原环境中动态特性变化规律,现有的改进方案是对导弹校正网络进行改进。由于制导回路中是二次环节,会产生 180° 的相位滞后,所以采用超前校正网络,文献[2]提出了一种变系数校正网络法,其传递函数为:

$$G_c(s) = K \frac{\alpha Ts + 1}{Ts + 1} \tag{14}$$

其中: K 为比例校正环节, α 决定了超前角大小。本算法中将 K 与 α 设计为时变参数, T 直接由 α 确定,设定:

$$K = f(x, t) = (0.0413 - 2.77 \times 10^{-4} t) x^2 - 6.03 \times 10^{-3} t + 0.9 \tag{15}$$

$$\alpha = g(x, t) = (0.022x^2 + 0.8) e^{-t} + 0.114x^2 + 4.2 \tag{16}$$

K 的取值范围为 (0.9, 1.27), α 的取值范围为 (4.2, 6.2), 其产生的超前角度在 38° ~ 57°。

图 3 为变系数校正方法调整后的海拔 4 000 m 导弹弹道飞行曲线,可以发现,经过调整后,该型号导弹不会在发出去后 2 s 时掉地,其调整后的飞行弹道较调整前明显波动减轻,并于 8 s 后弹道曲线稳定,不会出现调整前,弹道曲线震荡剧烈的情况。但是,该调整方法调整时间过长,弹道曲线超调量过高,调整效果虽然有但并没有达到理想状态。并且无法完美兼顾到导弹不同时刻、不同海拔时的情况,适应性较差。

2 改进算法

2.1 显式模型预测控制 (EMPC) 算法

作为处理多变量约束系统最优控制问题的先进控制技术,模型预测控制 (Model Predictive Control, MPC) 技术已经

广泛地应用在诸如化工、石油等工业过程控制领域,取得了巨大的经济效益与社会效益^[9-11]。

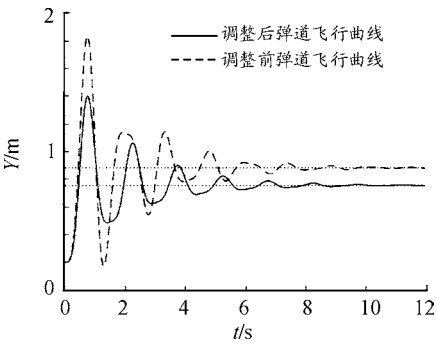


图 3 弹道飞行曲线

当前 MPC 算法研究主要集中到传统的模型预测控制、非线性模型预测控制、鲁棒模型预测控制、广义模型预测控制、显式模型预测控制上^[12]。本文研究的改进算法^[6]就是基于显式模型预测控制算法,即通过多参数规划离线求解状态空间分区并得到对应的反馈控制律,在线计算时,根据当前状态找到对应的反馈控制律^[13-14]。

2.2 控制器设计与仿真

考虑在该型导弹增添反馈回路,引入陀螺仪、加速度感应装置,加入 EMPC 自动驾驶仪。通过修改,对系统进行高原修正,使其动力系数,特别是导弹相对阻尼系数可以随着海拔的变化而变化,达到兼顾不同海拔、不同时间系统的需求。其系统原理如图 4 所示。

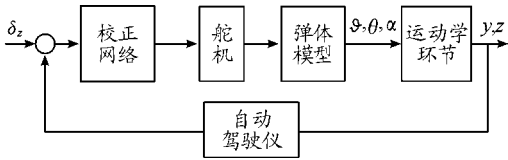


图 4 高原适应性系统改进原理框图

查表计算可计算得到海拔 4 000 m 时各个动力系数的值,将其代入式(15),可得到该反坦克导弹一个三维的状态空间模型。将预测步长设置为 4,得到其状态分区如图 5、图 6 所示。

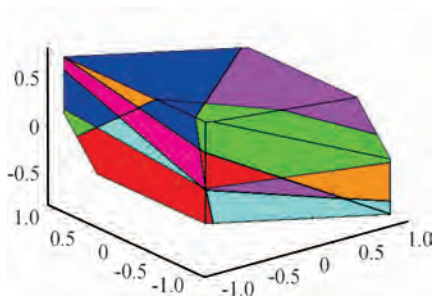


图 5 EMPC 算法状态分区图

EMPC 算法共得到 78 个状态分区,而高效 EMPC 算法状态分区减至 10 个,分别应用变系数校正法、EMPC 算法、改进

后的高效 EMPC 算法,应用效果及其纵向线偏差如图 7 所示。

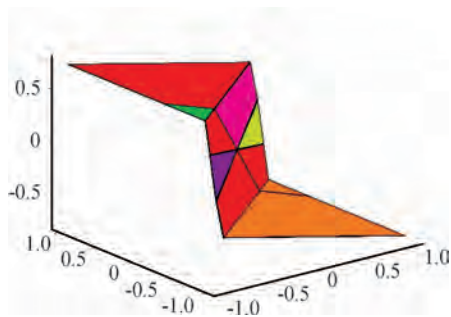


图6 高效 EMPC 算法状态分区图

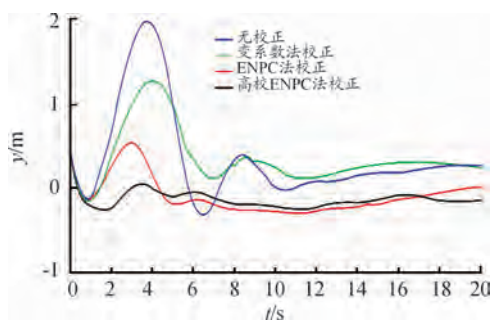


图7 纵向线偏差曲线

由图 7 可以看出,高效 EMPC 法调整时间快,分别比无校正、变系数法校正、EMPC 法校正调整时间减少了 10%、33%、38%,超调量分别比 3 种方法减少了 65%、53%、25%,这对系统的动态特性是很大的提升。实验结果证明高效 EMPC 算法在导弹高原适应性改进中的可行性和优越性。

在控制方法应用到导弹高原环境适应性改造中,不但要考虑控制效果,还要考虑其他因素。这里从调节速度、适用性综合对变系数校正法和改进后高效 EMPC 法进行比较。

1) 调节速度:从仿真实验可以看出,改进后的算法较快的将导弹稳定在平衡位置,其调节时间小于现有的变系数校正网络法。这对于采样频率快,实时性高的反坦克导弹系统来说,是个非常大的改善。特别是面对现今各种各样的反坦克反制措施,例如烟雾发射弹、红外诱饵弹、干扰箔条发射器等。几秒钟之差就决定着导弹是否能够命中目标,调节时间是该系统控制的核心影响因素。

2) 适用性:这是控制系统的基本要求,从上文的分析中,两种改进方案均能较好的解决该型导弹在高原环境下的掉弹、不稳现象,动静态性能得到改善。但是,由于该型导弹作战环境主要针对的是我国青藏高原、新疆等地,其海拔落差较大,既有海拔 3 000 ~ 5 000 m 高原地带,也有最低海拔为 900 m 左右,落差极大的高原峡谷地段^[15]。其环境变化复杂而剧烈,对控制系统提出了更高要求。变系数校正法虽然在改善了导弹动静态性能,但是主要针对海拔 4 000 m 的环境进行研究实验。在实际应用中,特定环境下仍然会出现不稳现象。其原因主要在于该方案考虑因素较为单一、设想环境不够全面造成的。而改进后的高效 EMPC 方法,由于加入了自动驾驶仪,引入陀螺仪、加速度感应装置,可以将各种

影响因素通过反馈回路实时反馈到控制系统中,适应性较强。

4 结论

对海拔 4 000 m 导弹飞行控制系统加入改进 EMPC 算法的自动驾驶仪,使控制系统具有优越的高原动态性能,高海拔作战性能更加显著。

参考文献:

- [1] 吴勋. 高海拔环境对固体导弹的影响[J]. 装备环境工程, 2006, 3(3): 102 - 105.
- [2] 冯天宇, 张婧, 师彬. 高原环境下反坦克导弹弹体动态特性分析和改进[J]. 战术导弹技术, 2014(1): 28 - 31.
- [3] 朱伯立, 杨树兴, 常皓. 一种改进反坦克导弹高原适应性的非线性控制方法[J]. 北京理工大学学报, 2007, 27(3): 235 - 239.
- [4] 张跃, 唐胜景. 推力矢量控制导弹高原飞行特性分析与调整[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(1): 711 - 716.
- [5] 蔡璞, 许化龙, 夏克寒. 导弹姿态控制系统中校正网络的改进[J]. 导弹与航天运载技术, 2007(1): 10 - 15.
- [6] 刘海亮, 马飞越, 佃松宜, 等. 剥离饱和区域的高效显式模型预测控制算法[J]. 电光与控制, 2019, 26(9).
- [7] 张小达, 张鹏, 李小龙. 《标准大气与参考大气模型应用指南》介绍[J]. 航天标准化, 2010(3): 8 - 11.
- [8] 郭希维, 赵慎, 何鹏. 某型反坦克导弹控制系统仿真实验研究[J]. 战术导弹技术, 2015(3): 101 - 105.
- [9] KEVICZKY T, BALAS G J. Receding horizon control of an F-16 aircraft: a comparative study[J]. Control Engineering Practice, 2006, 14(9): 1023 - 1033.
- [10] WANG W L, RIVERA D E, KEMPF K G. Model predictive control strategies for supply chain management in semiconductor manufacturing[J]. International Journal of Production Economics, 2007, 107(1): 56 - 77.
- [11] TARTAGLIONE G, AMATO E D, ARIOLA M, et al. Model predictive control for a multi-body slung-load system[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2017, 92: 1 - 11.
- [12] 席裕庚, 李德伟, 林姝. 模型预测控制—现状与挑战[J]. 自动化学报, 2013, 39(3): 222 - 236.
- [13] BEMPORAD A, MORARI M, DUA V, et al. The explicit linear quadratic regulator for constrained systems[J]. Automatica, 2002, 38(1): 3 - 20.
- [14] AHMADIMOSHKENANI P, JOHANSEN T A, OLARU S, et al. Combinatorial Approach Toward Multiparametric Quadratic Programming Based on Characterizing Adjacent Critical Regions[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2018, 63(10): 3221 - 3231.
- [15] 张德铨, 李炳元, 郑度. 论青藏高原范围与面积[J]. 地理研究, 2002, 21(1): 1 - 8.