

不同机动条件对比例导引制导性能影响研究

王亮, 过凯, 张静元*, 张昊, 卫纯纯

中国电子科技集团公司光电研究院, 天津 300308, 天津, 中国

摘要: 比例导引作为一种经典导引律, 广泛应用于空空导弹末制导阶段。然而在实际作战中, 目标通常通过多种机动方式规避导弹攻击, 从而对导引系统性能产生影响。针对这一问题, 本文建立了三维导弹-目标运动模型, 在此基础上构建比例导引制导模型, 并设计平飞、转弯、俯冲、爬升及蛇形机动五种典型目标机动方式。基于数值仿真方法, 对不同机动条件对比例导引影响进行了分析。结果表明, 目标机动动作对导弹拦截性能具有显著影响, 尤其是对过载影响较大, 研究结果可为空空导弹制导律优化设计提供参考依据。

关键词: 比例导引; 机动目标; 导弹制导; 三维建模; 数值仿真

The Impact of Different Maneuvering Conditions on Proportional Guidance Performance

Liang Wang, Kai Guo, JingYuan Zhang*, Hao Zhang, ChunChun Wei

Academy of Opto-Electronic, China Electronic Technology Group Corporation (AOE CETC), Tianjin 300308, China

Abstract: Proportional navigation (PN) is a classical guidance law widely used in the terminal phase of air-to-air missiles. However, in realistic combat scenarios, targets often perform various maneuvers to evade interception, which significantly affects guidance performance. To address this issue, a three-dimensional relative motion model between missile and target is established, and a PN guidance model is constructed. Five typical target maneuvers, including level flight, turning, diving, climbing, and serpentine maneuver, are designed. Numerical simulations are conducted to analyze the influence of different maneuvering modes on guidance performance. The results show that both maneuver have significant impacts on interception performance. The results provide valuable insights for the design and optimization of missile guidance laws.

Keywords: Proportional navigation; Maneuvering target; Missile guidance; Three-dimensional modeling; Numerical simulation

一、引言

在现代空战环境中, 空空导弹作为主要超视距打击武器, 其末制导性能直接决定拦截成功率。随着战斗机

机动能力的持续提升, 目标在末端阶段通常通过大过载转弯、蛇形机动等方式对导弹进行规避, 使得导弹和目标之间的相对运动关系更加复杂, 从而对导引律的稳定性和拦截精度提出更高要求。在此背景下, 研究目标机动方式对导引性能的影响规律, 对于提升导弹抗机动目标能力具有重要工程意义。比例导引 (Proportional Navigation, PN) 因其鲁棒性强以及易于工程实现, 长期以来在空空导弹和防空导弹中得到广泛应用 [1-2]。

王银坤等在传统的动力学微分方程的基础上提出了一种扩展的比例导引法, 种导引规律对导弹、目标的运动速度几乎没有限制, 理论上说明运用该制导规律的导弹将能对付高机动大速度目标, 其弹道方程的建立, 使得研究该制导规律下的弹道特性成为可能 [3]。王广帅等针对弹道成型制导律不适用于红外制导弹药的落角约束提出了一种无需剩余飞行时间信息的偏置比例导引律, 并且在落角精度制导精度与最大需用过载这些关键制导性能指标方面接近于弹道成型制导律适用于红外制导弹药对地面运动装甲目标的落角约束问题 [4]。廖选平等提出一种新的三维碰撞角约束制导律, 其结构简单、易于实现、鲁棒性好, 在考虑测量误差、动力学响应延迟等现实因素的情况下, 可有效实现水平面内的碰撞角约束制导和铅垂面内的落角约束制导 [5]。姚怀瑾等设计一种基于经典比例导引律的变结构制导律, 引入了消振因子, 可以达到较好的制导效果 [6]。赵曼等提出了一种基于神经网络的比例导引率, 通过神经网络的引入来更准确的预测剩余飞行时间, 从而降低脱靶量 [7]。

综上所述, 现有研究多集中于导引律改进或单一机动模式分析, 而针对多种典型机动方式的系统对比研究仍相对不足。基于此, 本文建立三维导弹-目标运动模型, 设计多种典型机动模式, 对比例导引在不同机动条件下的制导性能进行系统仿真分析, 从而揭示目标机动方式对导引性能的影响规律。

二、比例导引制导原理

比例导引是一种基于视线角变化率的导引方法, 其基本思想是通过控制导弹产生与视线角速度成比例的法向加速度, 使导弹飞行轨迹不断调整, 从而实现目标的拦截 [8]。在导弹与目标相对运动过程中, 设两者之间的相对位置矢量为 \vec{R} , 其模长为 R , 视线方向定义为由导弹指向目标的方向。视线角的变化率反映了目标相对于导弹的运动趋势, 是比例导引的核心控制变量。在三维空间中, 视线角速度可表示为:

$$\dot{\lambda} = \frac{\vec{R} \times \vec{V}_r}{R^2} \quad (1)$$

其中 \vec{V}_r 为导弹与目标之间的相对速度。比例导引的基本控制律为:

$$a_n = NV_c \dot{\lambda} \quad (2)$$

该公式表明, 导弹法向加速度与弹目接近速度和视线角速度成正比关系。其中, 比例导引系数 N 是影响导引性能的重要参数, 一般取值在 3~5 之间。当 N 较大时, 导弹响应更加迅速, 但过载需求也随之增加。从几何意义上看, 当导弹始终保持视线角不发生变化时, 导弹将沿着一条碰撞航迹飞向目标, 从而实现精确拦截。因此, 比例导引的本质在于通过控制导弹机动, 使视线角变化率趋于零。在工程应用中, 导弹通常采用自动驾驶仪实现对导引指令的跟踪, 其动态特性可简化为一阶或二阶系统, 从而影响导引系统的响应速度与稳定性。此外, 当目标存在机动时, 比例导引未考虑目标加速度信息, 可能导致导引误差积累, 从而影响拦截精度。因此, 在机动目标条件下, 分析比例导引的适应能力及其性能变化规律, 对于导引系统设计具有重要意义。

三、战斗机典型机动方式及数学模型

在空空对抗过程中, 战斗机通常通过多种机动方式改变自身运动状态, 以降低被导弹拦截的概率。不同机

动方式会显著改变导弹—目标之间的相对运动关系, 从而对比例导引制导性能产生不同影响。因此, 有必要对典型机动方式进行建模分析。结合实际空战机动特性, 本文选取平飞、转弯、俯冲、爬升以及蛇形机动五种典型机动方式进行研究。为统一描述目标运动, 建立目标速度方向角模型, 定义航向角 (偏航角) 为 ψ , 俯仰角为 γ 。目标速度矢量表示为:

$$\vec{V}_t = V_t \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi \\ \cos \gamma \sin \psi \\ \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (3)$$

(一) 平飞机动

平飞是战斗机最基本的飞行状态, 通常作为导引性能分析的基准工况。在该状态下, 飞机保持恒定速度和飞行高度, 俯仰角与航向角均保持不变。其运动特征为无机动过载、飞行轨迹为直线、速度方向保持恒定, 数学模型为:

$$\begin{cases} \dot{\psi} = 0 \\ \dot{\gamma} = 0 \\ \vec{a}_t = 0 \end{cases} \quad (4)$$

此时目标对导引系统影响最小, 比例导引能够形成稳定的碰撞航迹。

(二) 转弯机动

转弯机动是战斗机最常用的规避方式之一, 通常通过侧向过载改变航向角, 实现水平面内转弯。其主要特征为航向角持续变化、俯仰角基本不变、存在法向过载, 航向角变化率为:

$$\dot{\psi} = \frac{a_n}{V_t} \quad (5)$$

其中 $a_n = g$ 。目标加速度方向垂直于速度方向:

$$\vec{a}_t = a_n \begin{bmatrix} -\sin \psi \\ \cos \psi \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

该机动会持续改变视线方向, 使导弹需要不断修正飞行轨迹。

(三) 俯冲机动

俯冲机动通过快速降低飞行高度改变导弹拦截几何关系, 是典型的能量机动方式之一。其主要特征为俯仰角快速减小、飞行轨迹向下倾斜、速度可能增加, 俯仰角变化率为:

$$\dot{\gamma} = -\frac{a_p}{V_t} \quad (7)$$

其中 a_p 为俯冲加速度。目标加速度方向为:

$$\vec{a}_t = a_p \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

俯冲机动会改变导弹与目标的高度差, 从而影响拦截几何关系。

(四) 爬升机动

爬升机动通常用于快速脱离战斗或改变空间位置, 通过增加高度规避导弹攻击。其主要特征为俯仰角增加、

飞行轨迹向上、速度可能下降, 俯仰角变化率为:

$$\dot{\gamma} = \frac{a_p}{V_t} \quad (9)$$

目标加速度方向为:

$$\vec{a}_t = a_p \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

该机动会导致导弹需要同时进行水平与垂直方向机动。

(五) 蛇形机动

蛇形机动是一种典型的高机动规避方式, 通过周期性改变航向, 使导弹难以稳定跟踪。其主要特征为航向角周期变化、轨迹呈“S”形、视线角振荡明显, 航向角模型为:

$$\psi(t) = \psi_0 + A \sin(\omega t) \quad (11)$$

则角速度为:

$$\dot{\psi} = A\omega \cos(\omega t) \quad (12)$$

对应加速度为:

$$\vec{a}_t = V_t \dot{\psi} \begin{bmatrix} -\sin\psi \\ \cos\psi \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

该机动会导致导弹过载呈周期振荡, 是对比例导引稳定性影响最大的机动方式之一。

四、仿真模型构建与参数设置

为定量分析不同目标机动方式对比例导引制导性能的影响, 基于三维导弹-目标运动模型, 建立数值仿真系统, 仿真采用离散时间积分方法对导弹与目标的运动微分方程进行求解, 时间步长取 $dt=0.01s$ 。

(一) 仿真模型构成

所建立仿真系统主要包括相对运动模型模块、比例导引模块、导弹动力学模块和目标机动模块、目标机动模块和性能评估模块, 主要用于计算导弹与目标的相对位置、相对速度及视线角变化率, 根据视线角速度生成导弹法向加速度指令, 进而更新导弹速度与位置并且根据不同机动模式生成目标加速度输入, 最后计算脱靶量、导弹过载及拦截时间等指标。上述模块共同构成闭环制导系统, 能够较为真实地反映比例导引在机动目标条件下的动态响应特性。

(二) 仿真条件设置

为保证仿真结果具有代表性, 设置如下初始条件: 导弹初始位置为 $(0,0,0)$ m, 目标初始位置为 $(5000,2000,3000)$ m。导弹初始速度为 $500m/s$, 目标初始速度为 $272 m/s$, 两者初始速度方向相。比例导引系数取 $N=4$ 。仿真终止条件设定为导弹与目标之间距离小于 $20m$, 认为完成拦截; 若在最大仿真时间内未满足条件, 则认为拦截失败。

(三) 性能评价指标

为全面评估导引性能, 选取脱靶量、拦截时间、导弹过载和视线角变化率进行分析, 其中脱靶量指导弹与目标最小距离, 是衡量拦截精度的核心指标; 拦截时间指导弹从发射至命中的时间; 导弹过载反映导弹机动能

力需求; 视线角变化率反映制导系统稳定性。上述指标能够从不同角度反映导引律在机动目标条件下的性能变化。

五、仿真结果与分析

(一) 平飞机动

平飞机动时弹目轨迹如图 1 所示, 在平飞条件下, 目标无机动输入, 导弹过载较低, 视线角变化率较小, 能够快速击中目标, 导弹脱靶量 18.2m, 拦截时间 24.7s。

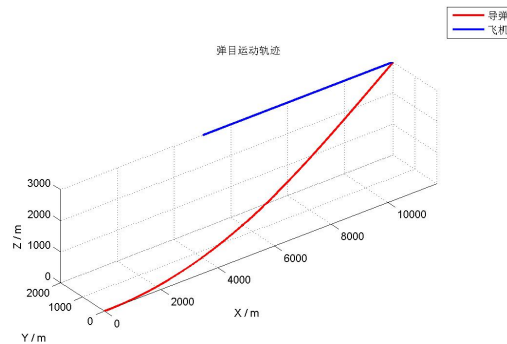


Figure 1 The Trajectory of a Missile during Flight

图 1 平飞机动时弹目轨迹

(二) 转弯机动

转弯机动时弹目轨迹如图 2 所示。转弯机动使目标航向角持续变化, 导致视线角速度显著增加, 根据比例导引控制律, 导弹所需法向加速度与视线角速度成正比, 因此导弹过载迅速增大, 导弹脱靶量 17.8m, 拦截时间 27.2s。仿真结果表明, 随着目标过载增加, 导弹轨迹曲率加剧, 当目标过载超过一定阈值时, 导弹可能无法满足机动需求, 导致拦截失败。

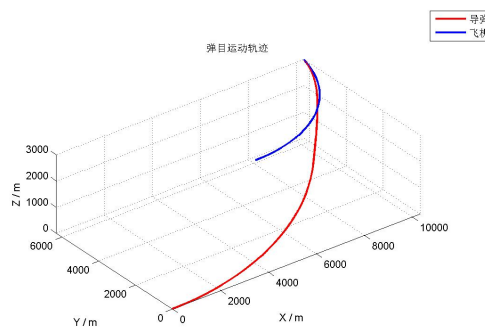


Figure 2 Bullet Trajectory during Turning Maneuvers

图 2 转弯机动时弹目轨迹

(三) 俯冲机动

俯冲机动时弹目轨迹如图 3 所示。俯冲机动改变目标高度, 使导弹与目标之间的空间几何关系发生变化, 导弹不仅需要调整水平航向, 还需增加垂直机动能力, 导弹脱靶量 18.5m, 拦截时间 23.6s。仿真结果表明, 俯冲机动会使导弹轨迹呈现明显下弯特征, 一定程度上增加了制导复杂性。

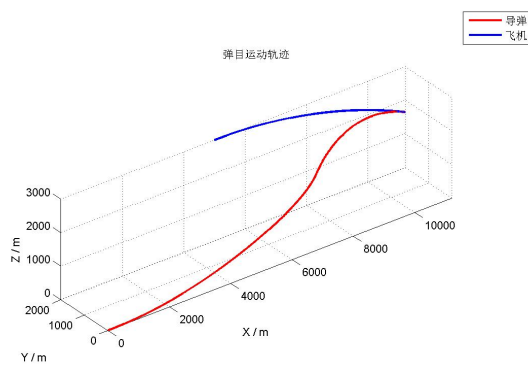


Figure 3 Missile Trajectory during Dive Maneuver

图3 俯冲机动时弹目轨迹

(四) 爬升机动

爬升机动时弹目轨迹如图4所示。与俯冲机动类似，爬升机动要求导弹具备较强的垂直机动能力，导弹脱靶量 19.7m，拦截时间 26.8s。仿真表明，导弹需要持续调整俯仰角，导致过载增加。

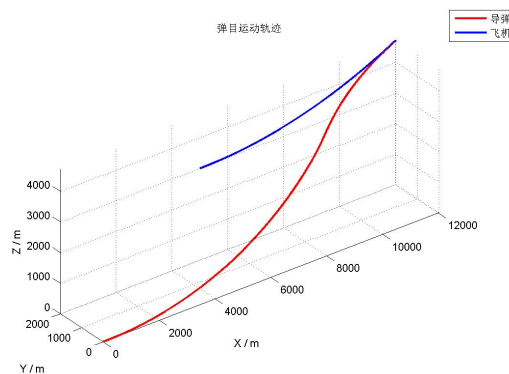


Figure 4 Missile Trajectory during Climb Maneuver

图4 爬升机动时弹目轨迹

(五) 蛇形机动

蛇形机动时弹目轨迹如图5所示。蛇形机动通过周期性改变航向角，使视线角变化率呈现振荡特性，因此导弹过载呈现周期振荡，对导引系统稳定性具有较大影响，导弹脱靶量 18.9m，拦截时间 25.9。

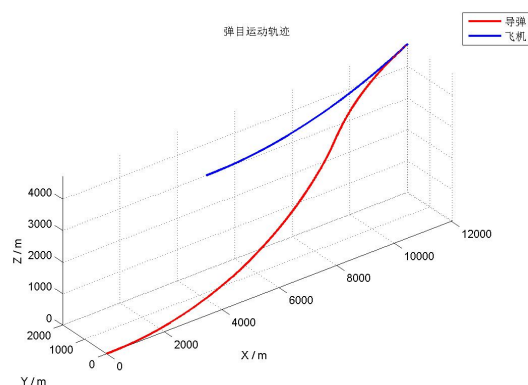


Figure 5 Bullet Trajectory during Serpentine Maneuvers

图5 蛇形机动时弹目轨迹

(六) 不同机动条件对比

不同机动条件下导弹过载和视线角变化率如图 6 和图 7 所示。平飞条件下导弹过载和视线角变化率较为稳定, 并逐渐趋近于零。转弯条件下导弹过载和视线角变化率在末段呈现振动趋势, 对制导系统稳定性有较大影响。俯冲和爬升条件下导弹过载和视线角变化率均呈现一定上升趋势, 并且俯冲时在末端具有小幅震荡。蛇形机动条件下导弹过载和视线角变化率在中后段剧烈变化, 对制导系统稳定性具有较大影响。

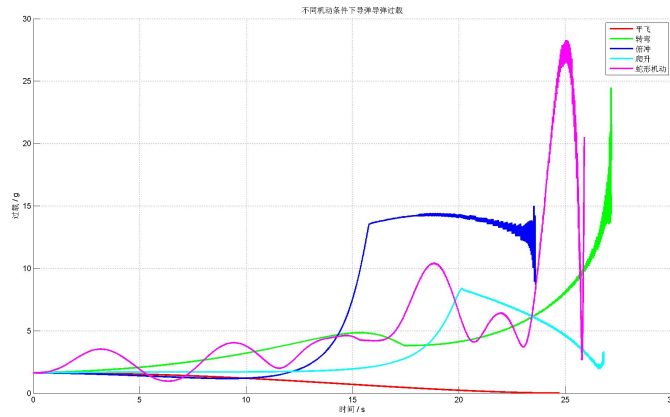


Figure 6 Missile Overload under Different Maneuvering Conditions

图 6 不同机动条件下导弹过载

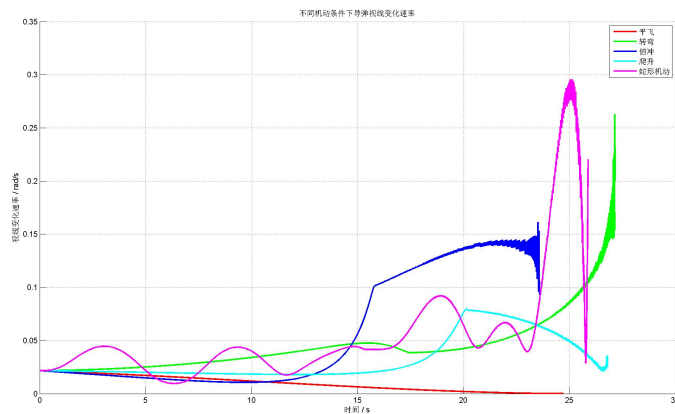


Figure 7 Rate of Change of Line of Sight Angle under Different Maneuvering Conditions

图 7 不同机动条件下视线角变化率

六、结论

本文主要开展不同目标机动方式对比例导引制导性能的影响研究, 根据仿真结果可以看出转弯机动在末端引起导弹过载剧烈震荡, 显著提高导弹过载需求, 蛇形机动导致视线角变化率大幅上升, 对系统稳定性构成较大影响。本文研究结果可为空空导弹导引律优化设计提供理论依据, 未来可进一步结合半实物仿真手段进行验证。

参考文献

- [1] 王荣刚, 唐硕. 拦截高速运动目标广义相对偏置比例制导律. 西北工业大学学报, 2019, 37(4): 682-690.
- [2] 苏连栋, 李源, 贺集乐. 飞行器机动规避空空导弹生存力仿真研究. 飞机设计, 2023, 43(4): 26-31.
- [3] 王银坤, 肖明清, 赖根. 一种扩展的比例导引规律及其弹道方程的构建. 航空计算技术, 2002(01): 14-16.

-
- [4] 王广帅, 林德福, 范世鹏, 等. 一种适用于红外制导弹药的偏置比例导引律. 系统工程与电子技术, 2016, 38(10): 2346-2352.
- [5] 廖选平, 黎克波, 刘远贺, 等. 纯比例导引律解析解与三维碰撞角约束制导. 哈尔滨工业大学学报, 2021, 53(12): 42-50.
- [6] 姚怀瑾, 林德福, 臧路尧, 等. 变结构经典比例导引制导性能对比研究. 计算机仿真, 2014, 31(07): 31-35.
- [7] 赵曼, 明超, 范浩哲. 基于神经网络的智能改进比例导引律设计. 无人系统技术, 2026, 9(02): 119-127.
- [8] 王亚飞, 方洋旺, 周晓滨. 比例导引律研究现状及其发展. 火力与指挥控制, 2007, 151(10): 8-12.