

一种无静差倾斜稳定回路及其参数优化设计方法

高宏建^{1,2}, 陈霖周廷^{1,2}, 胡建兴^{1,3}, 王文举^{1,2}, 杨登红^{1,2}

(1. 贵州理工学院 航空航天工程学院, 贵阳 550025;

2. 贵州省无人机应急减灾信息化工程研究中心, 贵阳 550025;

3. 中航贵州飞机有限责任公司, 贵州 安顺 561000)

摘要: 针对常规倾斜角速度比例积分回路不能有效消除战术导弹滚动通道存在复杂扰动的问题, 给出一种无静差倾斜稳定回路结构; 采用极点配置方法, 推导了期望特征多项式系数与无静差倾斜稳定回路控制参数之间的解析关系; 通过带有非线性自适应惯性因子的粒子群优化算法, 对期望特征多项式系数进行优化设计, 优化结果能够同时满足时域和频域指标要求; 将设计结果应用于某战术导弹, 六自由度数字仿真和飞行试验结果均表明, 该回路结构能够快速消除由初始扰动产生的倾斜角误差, 克服各项滚动干扰, 保证导弹在飞行过程中倾斜角误差始终为零或尽可能小, 满足对倾斜角误差的工程应用要求, 验证了方法的正确性和有效性; 该方法具有一定的工程应用价值。

关键词: 无静差; 倾斜稳定回路; 复杂滚动扰动; 非线性自适应惯性因子; 参数优化

Method for Designing Zero Steady-State Error Tilt Stabilization Loop and Its Parameter Optimization

GAO Hongjian^{1,2}, CHEN Linzhouting^{1,2}, HU Jianxing^{1,3}, WANG Wenju^{1,2}, YANG Denghong^{1,2}

(1. School of Aerospace Engineering, Guizhou Institute of Technology, Guiyang 550025, China;

2. Guizhou UAV Emergency Disaster Reduction Information Engineering Research Center, Guiyang 550025, China;

3. Aviation Industry Corporation of China Guizhou Aircraft Company Limited, Anshun 561000, China)

Abstract: Conventional proportional-integration loops with tilt angular velocity can not effectively eliminate complex disturbance in the rolling channel of tactical missiles. To address this issue, a tilt stabilization loop with zero steady-state error is proposed. Pole configuration method is used to derive analytical relationship between the desired characteristic polynomial coefficients and the control parameters of tilt stabilization loop with zero steady-state error. Through particle swarm optimization algorithm with nonlinear adaptive inertia factor, the desired characteristic polynomial coefficients are optimized and designed, and the optimization results can meet the requirements of both time-domain and frequency-domain indicators simultaneously. The design results are applied to a certain tactical missile, and six-degree-of-freedom digital simulation and flight test results show that, the loop structure can quickly eliminate the tilt angle error caused by the initial disturbance, overcome various rolling interference, and ensure that the tilt angle error of the missile is always zero or as small as possible during flight, which meets the engineering application requirements of tilt angle error, and verifies the correctness and effectiveness of the method. This method has certain engineering application value.

Keywords: zero steady-state error; tilt stabilization loop; complex rolling disturbance; nonlinear adaptive inertia factor; parameter optimization

收稿日期:2024-09-27; 修回日期:2024-10-27。

基金项目: 贵州省基金基础研究计划(自然科学基金)项目(黔科合基础-ZK[2022]一般172); 贵州省教育厅普通本科高校青年科技人才成长项目(黔教合KY字[2022]350号); 贵州省普通高等学校工程研究中心项目(黔教合KY字[2018]007); 贵州理工学院高层次人才引进科研启动项目(XJGC20190610); 贵州省科技计划项目(黔科合重大专项[2022]007号)。

作者简介: 高宏建(1986-), 男, 硕士, 讲师。

通讯作者: 陈霖周廷(1981-), 男, 博士, 教授。

引用格式: 高宏建, 陈霖周廷, 胡建兴, 等. 一种无静差倾斜稳定回路及其参数优化设计方法[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(2): 262-268, 285.

0 引言

对于战术导弹飞行控制系统来说,通常要求导弹在飞行过程中其倾斜角为零或保持在一定范围内,并且还需要稳定导弹的倾斜角速度或限制倾斜角速度不超过某一数值^[1]。为满足上述要求,一般将导弹的滚动通道设计为倾斜角速度的比例积分结构,仅由稳定控制系统对倾斜角进行稳定,而不进行控制,即倾斜稳定回路结构。已有的文献表明此种控制回路结构对于常规扰动量小的导弹是有效的。但是,当系统达到稳态时,这种回路结构必然会存在稳态误差^[2]。因此,当滚动通道存在较大复杂扰动时,单纯采用倾斜角速度比例积分的控制回路结构,将不能有效消除干扰作用下的倾斜角误差,以保持倾斜角为零或尽可能小。针对此问题,文献[2]在上述结构基础之上,采用在线估计滚动干扰力矩进而在回路中引入前馈补偿的方法,减小了导弹飞行过程中的倾斜角稳态误差,但这种设计方法要求实时在线估计出的滚动干扰力矩应尽量接近于真实值,这对设计人员的工程应用经验提出了较高的要求。文献[3]针对大展弦比导弹的滚动通道,将模型参考控制与自适应限幅控制相结合,以此来达到抑制复杂干扰力矩的目的。

在导弹飞行控制参数设计方面,通常采用“试凑”方法,而这需要设计者具有足够的工程经验,并且设计需要反复迭代,周期长^[4]。近年来,许多研究者将多种优化方法应用于导弹飞行控制参数的设计中,做出了大量研究工作,包括最速梯度下降法、随机鲁棒法、遗传算法、粒子群算法等,并取得了一系列研究成果。文献[5]针对导弹攻角驾驶仪外回路,采用最速梯度下降法进行了控制器参数优化设计。文献[6]对导弹姿态控制采用随机鲁棒法优化了控制参数。文献[7]以时间绝对误差积分(ITAE)为目标函数采用遗传算法,对导弹三回路结构的自动驾驶仪参数进行了优化设计,但是ITAE指标函数为综合性能指标,通过对误差积分来集中体现系统的时域综合性能,未考虑频域性能,因此当综合性能指标收敛到极值时,控制系统的某个频域指标(相角裕度和幅值裕度)仍有可能不满足指标要求。文献[8]针对靶弹爬升段弹道控制参数,通过加入罚函数并将待优化模型转换为无约束优化问题,进而采用小生境遗传算法进行了参数优化。文献[9]采用粒子群算法对导弹两回路自动驾驶仪进行了参数设计,优化过程考虑了频域稳定裕度、控制量幅值以及系统响应速度等约束条件。文献[10]采用粒子群算法优化导弹伪攻角三回路的开环参数。文献[11]用粒子群算法对导弹助推段姿态控制参数进行优化,用多层神经网络将最优控制参数与弹道特征二者的关系拟合,避免了在线寻优耗时过长。上述采用粒子群优化的文献中,惯性因子

权重系数选取的是常值或按线性规律递减调整,而这在面临复杂优化问题时算法易陷入局部最优^[12-13]。

本文以某战术导弹为研究对象,此型导弹在起控初始时刻滚动通道存在较大的初始扰动,此强干扰项将使倾斜角产生较大误差;并且由于舵面、尾翼以及弹身等不可避免地存在制造安装偏差,这也将导致导弹倾斜角在飞行过程中存在误差,从而不能满足对倾斜角稳态误差要求。针对此型初始滚动扰动大且滚动干扰力矩复杂不易获取的导弹,本文研究一种双环倾斜稳定回路结构。研究表明,这种回路的闭环放大系数与弹体本身气动参数无关,并且当系统中存在等效副翼干扰时,倾斜角是无静差的。采用粒子群优化算法对回路控制参数进行优化设计,并给出一种新型非线性动态自适应惯性因子调整策略。然后将方法应用于特征点处的回路设计,最后六自由度数字仿真及飞行试验结果,验证了方法的正确性和有效性,表明本文研究结果具有一定的工程应用价值。

1 弹体倾斜运动方程

作为控制对象的导弹,其数学模型是一组非线性、时变参数的微分方程组。通过小扰动线性化,可以将导弹运动方程组线性化,再利用冻结系数法,即可得到便于控制系统分析和设计用的常系数线性化模型^[14]。

对于轴对称型战术导弹,描述其倾斜运动的线性化方程可以写为^[1]:

$$J_{x1} \frac{d\omega_{x1}}{dt} = m_{x1}^{\omega_{x1}} q s L \frac{L}{2V} \omega_{x1} + m_{x1}^{\delta_{FY}} q s L \delta_{FY} \quad (1)$$

式中, $m_{x1}^{\omega_{x1}}$ 为滚动阻尼力矩系数, $m_{x1}^{\delta_{FY}}$ 为副翼操纵力矩系数, J_{x1} 为绕弹体纵轴的转动惯量, ω_{x1} 为绕弹体纵轴的倾斜角速度, q 为动压, s 为导弹特征面积, L 为导弹特征长度, V 为导弹飞行速度, δ_{FY} 为副翼偏角。

在零初始条件下,对上式两端进行拉氏变换,即可得到战术导弹以副翼偏角 δ_{FY} 为输入,以倾斜角速度 ω_{x1} 为输出的传递函数:

$$G_{\delta_{FY}}^{\omega_{x1}}(s) = \frac{K_3}{T_3 s + 1} \quad (2)$$

式中, $K_3 = -\frac{c_3}{c_1}$, $T_3 = \frac{1}{c_1}$, $c_1 = -\frac{m_{x1}^{\omega_{x1}} q s L}{J_{x1}} \times \frac{L}{2V}$ 为滚动阻尼动力系数, $c_3 = -\frac{m_{x1}^{\delta_{FY}} q s L}{J_{x1}}$ 为副翼效率动力系数。

2 无静差倾斜稳定回路结构及其特性分析

战术导弹倾斜稳定回路的基本任务是:在副翼干扰作用下,使倾斜角为零或者尽可能小。常用的倾斜稳定回路结构是采用倾斜角和倾斜角速度反馈的方案,但这种回路结构将使倾斜角存在静差,文献[2]采用自抗扰技术实时在线估计滚动干扰力矩,通过引入前馈补偿以减小等效副翼干扰,进而减小倾斜角稳态误差。但这

种方法要求准确估计干扰力矩, 并且只能减小倾斜角稳态误差, 而不能消除误差, 仍然属于有静差系统。本文给出一种新的无静差倾斜稳定回路结构, 如图 1 所示。图中, γ 为绕弹体纵轴的倾斜角, δ_f 为等效副翼干扰, u_z 为控制指令, e_γ 为倾斜角误差, $G_{dj}(s)$ 为舵系统传递函数, $G_m(s)$ 为陀螺传递函数, $k_{\gamma 1}$ 、 $k_{\gamma 2}$ 、 $k_{\gamma 3}$ 为无静差倾斜稳定回路控制器参数。

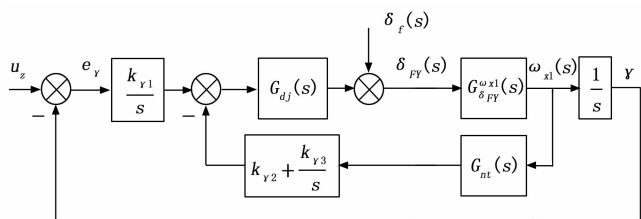


图 1 无静差倾斜稳定回路结构图

由于舵系统和陀螺带宽相对弹体带宽较大, 因此在回路设计之初可以将舵系统和陀螺等效为直通环节, 令 $G_{dj}(s) = k_{dj}$, $G_m(s) = k_m$ 。

根据图 1, 由控制指令 u_z 到倾斜角 γ 的闭环传函为:

$$G_{uz}^\gamma(s) = \frac{k_{\gamma 1} k_{dj} K_3}{T_3 s^3 + (k_{\gamma 2} k_{dj} k_m K_3 + 1) s^2 + k_{\gamma 3} k_{dj} k_m K_3 s + k_{\gamma 1} k_{dj} K_3} \quad (3)$$

因此有:

$$\lim_{s \rightarrow 0} G_{uz}^\gamma(s) = 1 \quad (4)$$

上式表明, 从输入指令 u_z 到输出 γ 的闭环放大系数与弹体本身的气动参数无关, 即使弹体本身气动参数拟合得不够准确, 也不影响回路的闭环放大系数。因此, 这种回路结构在输入指令为 0 时导弹倾斜角响应理论上也为 0, 即在设计过程中已经满足倾斜角无静差的指标要求。回路实施时将控制指令 u_z 置为 0 即可。

根据图 1, 由等效副翼干扰 δ_f 到倾斜角误差 e_γ 的闭环传函为:

$$G_{\delta f}^\gamma(s) = \frac{T_3 s^3 + (k_{\gamma 2} k_{dj} k_m K_3 + 1) s^2 + k_{\gamma 3} k_{dj} k_m K_3 s}{T_3 s^3 + (k_{\gamma 2} k_{dj} k_m K_3 + 1) s^2 + k_{\gamma 3} k_{dj} k_m K_3 s + k_{\gamma 1} k_{dj} K_3} \quad (5)$$

由终值定理, 可以求得系统在副翼扰动 δ_f 作用下的稳态误差 $e_{\gamma ss}$ 为:

$$e_{\gamma ss} = \lim_{s \rightarrow 0} s e_\gamma(s) = \lim_{s \rightarrow 0} s \times \frac{\delta_f}{s} \times G_{\delta f}^\gamma(s) = 0 \quad (6)$$

上式表明, 当系统中存在等效副翼干扰项时, 理论上倾斜角也是无静差的。

下面的问题是如何设计出满足性能指标要求的控制参数 $k_{\gamma 1}$ 、 $k_{\gamma 2}$ 和 $k_{\gamma 3}$ 。这可以通过采用基于现代控制理论的极点配置方法, 由期望特征多项式与系统闭环特

征多项式之间的对应关系, 求解出期望特征多项式系数与控制参数 $k_{\gamma 1}$ 、 $k_{\gamma 2}$ 和 $k_{\gamma 3}$ 间的解析关系, 因此此时的优化问题转变为将期望特征多项式系数作为待优化变量。本文采用此方法对倾斜稳定回路的控制参数进行优化设计。

下面推导期望特征多项式系数与控制参数 $k_{\gamma 1}$ 、 $k_{\gamma 2}$ 和 $k_{\gamma 3}$ 之间的解析关系。由系统闭环传递函数公式 (3) 可知, 闭环系统为三阶系统, 所以确定期望特征多项式为三阶:

$$f_q(s) = p_1 s^3 + p_2 s^2 + p_3 s + p_4 \quad (7)$$

由系统闭环传递函数公式 (3) 可得系统闭环特征多项式为:

$$f(s) = T_3 s^3 + (k_{\gamma 2} k_{dj} k_m K_3 + 1) s^2 + k_{\gamma 3} k_{dj} k_m K_3 s + k_{\gamma 1} k_{dj} K_3 \quad (8)$$

根据极点配置方法, 应使期望特征多项式系数与闭环特征多项式系数相等, 即应满足如下方程组:

$$\begin{cases} \frac{k_{\gamma 2} k_{dj} k_m K_3 + 1}{T_3} = \frac{p_2}{p_1} \\ \frac{k_{\gamma 3} k_{dj} k_m K_3}{T_3} = \frac{p_3}{p_1} \\ \frac{k_{\gamma 1} k_{dj} K_3}{T_3} = \frac{p_4}{p_1} \end{cases} \quad (9)$$

通过求解上式, 即可得:

$$\begin{cases} k_{\gamma 1} = \frac{p_4 T_3}{p_1 k_{dj} K_3} \\ k_{\gamma 2} = \frac{p_2 T_3 - p_1}{p_1 k_{dj} k_m K_3} \\ k_{\gamma 3} = \frac{p_3 T_3}{p_1 k_{dj} k_m K_3} \end{cases} \quad (10)$$

这样, 设计出期望特征多项式参数 p_1 、 p_2 、 p_3 和 p_4 后, 即可由公式 (10) 求解出 $k_{\gamma 1}$ 、 $k_{\gamma 2}$ 和 $k_{\gamma 3}$ 。现在问题可以描述为: 如何根据倾斜稳定回路的性能指标要求 (如稳定裕度、超调量以及上升时间等) 来确定期望特征多项式系数 p_1 、 p_2 、 p_3 和 p_4 , 本文采用改进的粒子群算法对其进行寻优求解。

3 基于改进粒子群算法的无静差倾斜稳定回路控制参数优化方法

3.1 PSO 算法基本流程

粒子群优化 (PSO, particle swarm optimization) 算法通过模拟生物群体行为, 利用种群中个体间的信息交流和协作来寻找最优解, 是一种基于群体智能的优化算法, 算法参数较少, 容易实现, 概念简单^[15], 在工程优化领域有着广泛的应用。

下面是标准 PSO 算法的基本步骤:

1) 对粒子群的位置量 $x_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{id})$ 和速度量 $v_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{id})$ 进行初始化设置, 其中 d 为待求解问题的维度, $i = (1, 2, \dots, n)$, 且 n 为种群大小。速度

量描述了解空间中粒子的搜索方向和步长, 位置量表示在解空间中的一个候选解。

2) 根据待求解问题, 计算每个粒子所对应的适应度值 $f(x_i)$ 。对于导弹倾斜稳定回路来说, 为衡量控制回路响应性能, 除了要考虑时域指标 (如响应的超调量、上升时间等), 还应考虑频域指标为评估准则 (如幅值裕度、相位裕度等)。因此, 设计适应度函数时, 要综合各项指标要求, 并且考虑到时域指标和频域指标的量纲、性质不统一等因素, 将适应度函数设计为具有如式 (11) 形式的加权多目标函数:

$$J = \sum_{i=1}^m \omega_i |x_i(p_1, p_2, p_3, p_4) - x_{i0}| \quad (11)$$

式中, x_{i0} 为第 i 项性能指标要求, x_i 为受待优化参数 p_1, p_2, p_3 和 p_4 影响的第 i 项实际性能, m 为性能指标个数, ω_i 为第 i 项性能的加权系数^[16]。根据各项性能指标的量级, 可以将 ω_i 设计为第 i 项性能指标的无量纲系数。

3) 对每个粒子的速度量和位置量进行更新计算。根据当前粒子的位置以及速度信息、种群全局最优解以及个体最优解, 按如下公式对新一代粒子的速度和位置进行更新:

$$\begin{cases} v_{ij}(k+1) = \omega v_{ij}(k) + c_1 r_1 [P_{\text{best}_i} - x_{ij}(k)] + c_2 r_2 [G_{\text{best}} - x_{ij}(k)] \\ x_{ij}(k+1) = x_{ij}(k) + v_{ij}(k+1) \end{cases} \quad (12)$$

式中, $j = (1, 2, \dots, d)$; $v_{ij}(k)$ 和 $x_{ij}(k)$ 分别表示第 i 个粒子的第 j 维变量在第 k 代的速度和位置; G_{best} 为当前种群的全局最优解; P_{best_i} 为当前第 i 个粒子的个体最优解; ω 为惯性因子; c_1, c_2 为大于零的加速度因子; r_1, r_2 为 $[0, 1]$ 之间的随机数。

4) 更新个体最优解和全局最优解。将个体最优解与当前最优解进行比较, 更新全局最优解。

5) 判断是否满足终止条件。可以设置迭代次数或适应度值收敛等作为终止条件。如果终止条件未满足, 则返回步骤 3); 否则, 输出全局最优解, 寻优计算结束。

3.2 PSO 算法改进策略

PSO 算法简单易于实现, 但容易陷入局部最优^[17]。考虑到不同的 PSO 参数会使算法展现出不同的行为模式^[18], 而标准 PSO 算法中惯性因子 ω 为固定系数, 其值的选择很重要, 将影响收敛精度和速度^[19]。对此, 众多文献 [10-11, 13, 20-23] 针对惯性因子进行了相关研究。

本文给出由式 (13) 和 (14) 所确定的一种新型非线性动态自适应惯性因子调整策略:

$$f(k) = -\text{sign}(k - k_d) \sqrt{|k - k_d|} \quad (13)$$

$$\omega(k) = \begin{cases} \omega_{\max} & k \leq k_{\min} \\ \frac{f(k)}{f(1)} \times \frac{\omega_{\max} - \omega_{\min}}{2} + \omega_d & k_{\min} < k < k_{\max} \\ \omega_{\min} & k \geq k_{\max} \end{cases} \quad (14)$$

其中: $k_d = \frac{k_{\max} + k_{\min}}{2}, \omega_d = \frac{\omega_{\max} + \omega_{\min}}{2}, \omega_{\max}$ 为惯

性因子最大值, $\omega_{\min}$ 为惯性因子最小值, $k_{\min}$ 为惯性因子取最大值时的迭代次数, $k_{\max}$ 为惯性因子取最小值时的迭代次数。当 $\omega_{\max}$ 取 0.9, $\omega_{\min}$ 取 0.4, $k_{\min}$ 取 20, $k_{\max}$ 取 90 时, 惯性因子 $\omega(k)$ 随进化代数的变化曲线见图 2, 可见当 $20 < k < 90$ 时, $\omega(k)$ 先由 0.9 缓慢递减, 之后急速递减, 最后再缓慢递减至 0.4。这种非线性变化规律, 可以使惯性因子在寻优初始阶段和即将结束阶段保持缓慢变化。

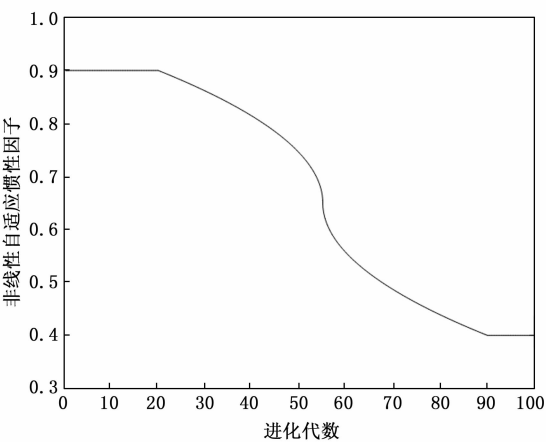


图 2 非线性自适应惯性因子变化曲线

3.3 无静差倾斜稳定回路控制参数优化过程

结合前述 3.1 节标准 PSO 算法基本流程以及 3.2 节给出的非线性动态自适应惯性因子调整策略, 采用改进 PSO 算法对某战术导弹无静差倾斜稳定回路控制器进行参数优化的过程如图 3 所示。

4 仿真实验及分析

本节通过数字仿真验证算法的有效性。以某滚动通道存在较大扰动的战术导弹为被控对象, 首先针对特征点采用改进粒子群算法对无静差倾斜稳定回路的控制参数进行优化设计, 其次将优化结果应用于六自由度仿真模型, 验证算法的有效性和设计结果的正确性。

4.1 特征点控制参数优化

根据理论弹道数据, 选取具有代表性的特征点进行无静差倾斜稳定回路控制参数优化设计, 特征点涵盖高空弹道和 low 空弹道, 包括动压最大、动压最小、 K_3 最大、 K_3 最小、 T_3 最大、 T_3 最小等特征, 具体特征点参数见表 1。

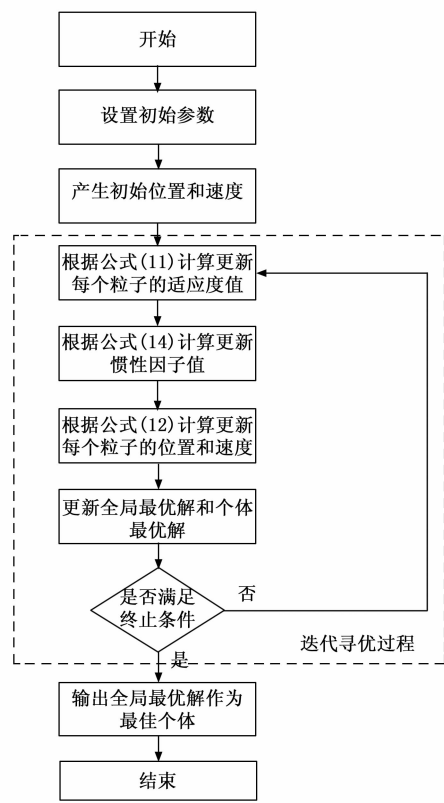


图 3 无静差倾斜稳定回路控制参数优化过程示意图

表 1 特征点参数

序号	高度/m	动压/Pa	马赫数	T_3	K_3
1	3 352.7	650 680.5	3.057	0.903	-4 749.8
2	152.3	742 271.6	2.180	0.467	-3 271.4
3	3 929.4	481 762.8	3.250	0.679	-4 470.2
4	400.4	354 015.9	2.062	0.412	-3 365.5
5	8 000.6	236 401.1	2.714	1.744	-2 761.6
6	9001.5	117 232.3	2.331	1.288	-3 475.8
7	5 000.0	191 838.7	1.958	0.761	-2 571.8
8	3 002.4	155 333.3	1.773	0.841	-2 283.1

设置改进 PSO 优化算法参数：种群大小为 30，最大迭代次数为 100，加速度因子 $c_1 = c_2 = 2$ ，非线性动态自适应惯性因子参数 $\omega_{\max} = 0.9, \omega_{\min} = 0.4, k_{\min} = 10, k_{\max} = 90$ 。

采用上述参数，在各个特征点上，对无静差倾斜稳定回路的控制参数进行优化设计，优化结果见图 4~8 和表 2。其中图 4 和图 5 为各个特征点在单位阶跃指令作用下的时域响应曲线，图 6 和图 7 为各个特征点在单位阶跃副翼扰动指令作用下的时域响应曲线，图 8 为各个特征点的频域特性曲线。可见，各个特征点在单位阶跃指令作用下，倾斜角能快速收敛至 0° ；在单位阶跃副翼扰动作用下，各特征点的最大倾斜角均小于 20° ，且

快速收敛至 0° ，最大倾斜角速度均小于 $200^\circ/\text{s}$ ，亦收敛至 $0^\circ/\text{s}$ ，验证了本文所采用的倾斜稳定回路结构的无静差特性。另外，由表 2 可知，各个特征点处的上升时间均小于 0.25 s，超调量均小于 16%，幅值裕度均大于 11 dB，相位裕度均大于 45° 。

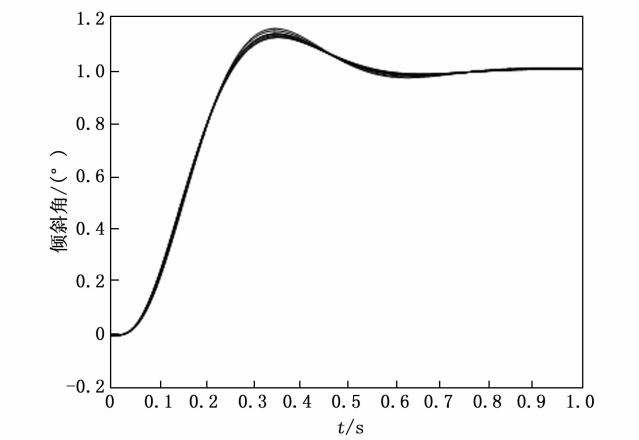


图 4 特征点单位阶跃指令下倾斜角响应曲线

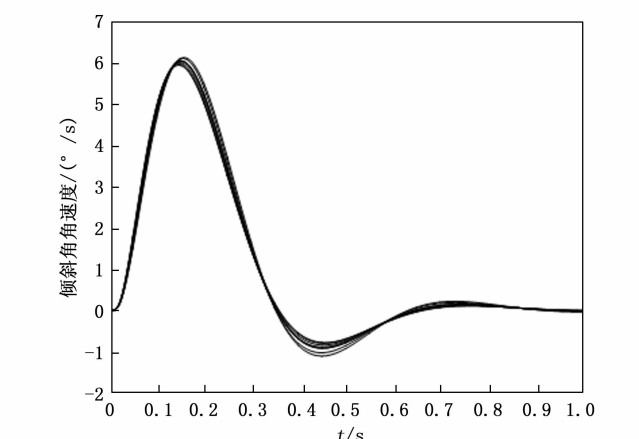


图 5 特征点单位阶跃指令下倾斜角速度响应曲线

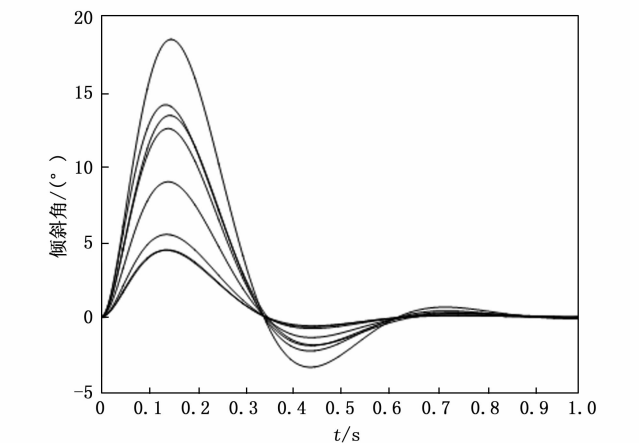


图 6 特征点单位阶跃副翼扰动下倾斜角响应曲线

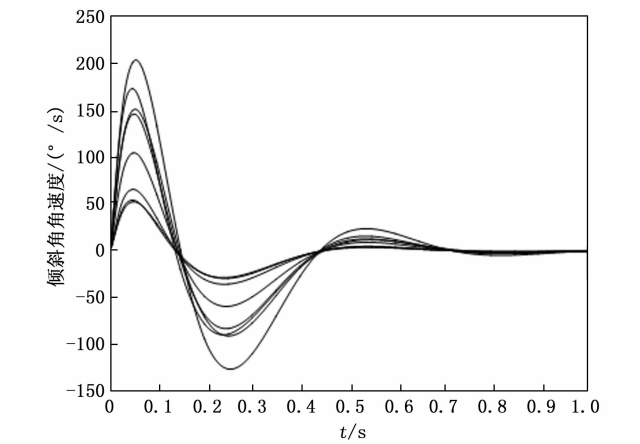


图7 特征点单位阶跃副翼扰动下倾斜角速度曲线

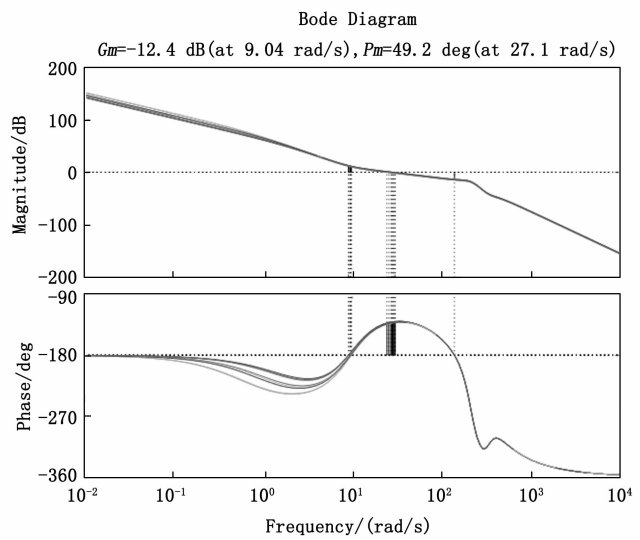


图8 特征点频域特性曲线

表2 各特征点处的时域和频域特性

序号	上升时间/s	超调量/%	幅值裕度/dB	相位裕度/(°)	穿越频率/(rad/s)
1	0.227	14.60	11.20	47.75	25.71
2	0.227	15.46	11.41	47.73	24.42
3	0.227	13.52	11.62	48.38	27.42
4	0.229	12.18	13.04	50.06	29.79
5	0.228	13.17	11.29	48.02	28.20
6	0.228	12.26	11.89	48.58	30.11
7	0.228	12.73	11.97	48.75	28.95
8	0.228	13.58	12.42	49.18	27.07

4.2 六自由度仿真验证及分析

为了验证设计结果的正确性和有效性, 针对此战术导弹的某条控制弹道进行六自由度数字仿真。仿真模型中, 加入各类滚动干扰项 (包括起控时刻初始扰动、副翼扰动、由舵面、尾翼以及弹身等制造安装偏差引起的扰动、发动机推力偏心扰动、质心偏移扰动等), 侧向

通道施加阶跃过载指令, 仿真时间为 17.5 s, 分别对采用常规倾斜角+倾斜角速度反馈回路结构以及本文新型无静差倾斜稳定回路结构两种情况进行仿真。其中, 图 9 为采用常规倾斜角+倾斜角速度反馈回路结构的导弹倾斜角响应曲线, 可见飞行过程中导弹倾斜角一直存在误差 (20~40°), 表明常规回路结构不能有效消除倾斜角稳态误差。图 10~12 为采用本文无静差倾斜稳定回路结构的导弹仿真曲线。图 10 给出了由副翼扰动和制造安装偏差引起的滚动干扰力矩变化曲线, 可以看到滚动干扰力矩由低频慢变分量和高频快变分量组成。由图 11 导弹倾斜角速度响应曲线可知, 起控之前由于初始扰动的存在, 导致导弹倾斜角速度较大, 达到 629.8°/s, 在无静差倾斜稳定回路的控制作用下倾斜角迅速收敛至 0°/s 附近, 且飞行过程中倾斜角速度始终保持在±70°/s 范围以内。由图 12 导弹倾斜角响应曲线可知, 起控时刻倾斜角为-126.6°, 且在回路控制作用下, 倾斜角快速收敛至 0°附近, 且飞行过程中一直保持在±10°范围以内。这表明本文回路结构能够快速消除由初始扰动引起的倾斜角误差, 并克服飞行过程中的各项滚动干扰力矩, 保证导弹在飞行过程中倾斜角误差始终满足工程应用要求。

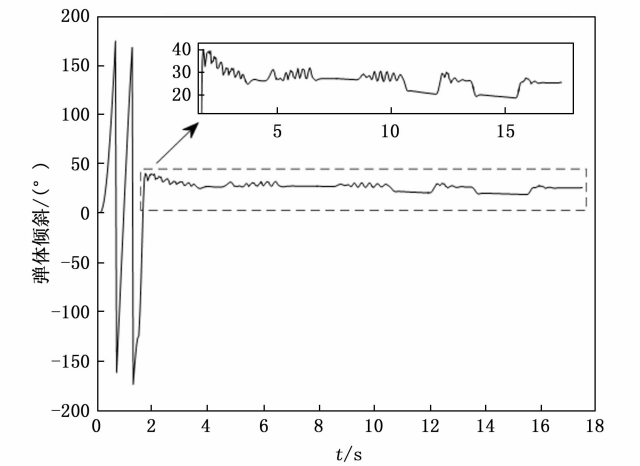


图9 采用常规倾斜回路结构的倾斜角响应曲线

5 飞行试验验证及分析

为进一步验证本文无静差回路结构的有效性以及优化设计结果的正确性, 本文给出了此型导弹某次飞行试验的遥测数据曲线, 见图 13~14。飞行试验的倾斜角和角速度特性不同于第 4 节仿真曲线, 是由于飞行试验中的实际滚动干扰力矩与仿真模型中的理论滚动干扰力矩不同所导致。图 14 导弹倾斜角速度响应曲线表明, 采用本文无静差倾斜稳定回路, 起控后导弹倾斜角由 60.57°快速收敛至 0°附近, 且飞行过程中一直保持在±8°范围以内, 倾斜角速度始终保持在±70°/s 范围以

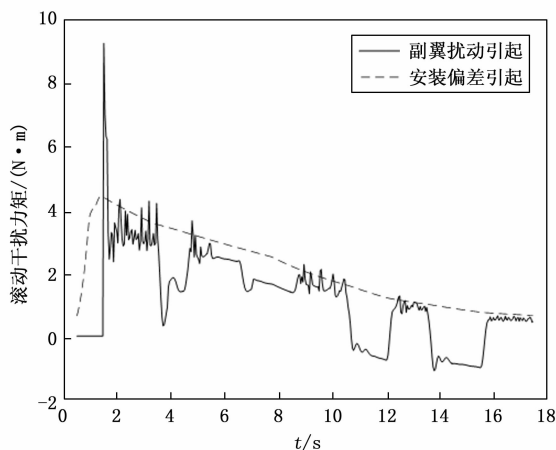


图 10 弹体滚动干扰力矩变化曲线

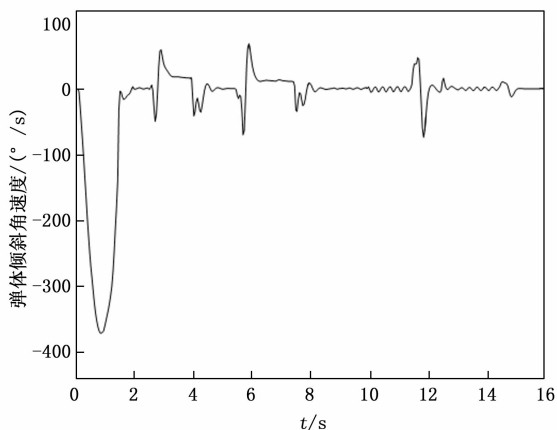


图 13 飞行试验弹体倾斜角速度响应曲线

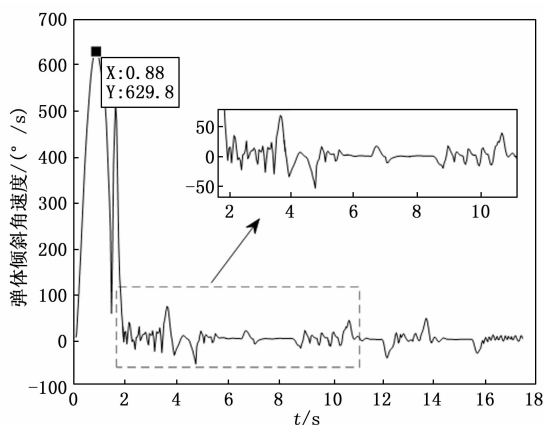


图 11 六自由度仿真弹体倾斜角速度响应曲线

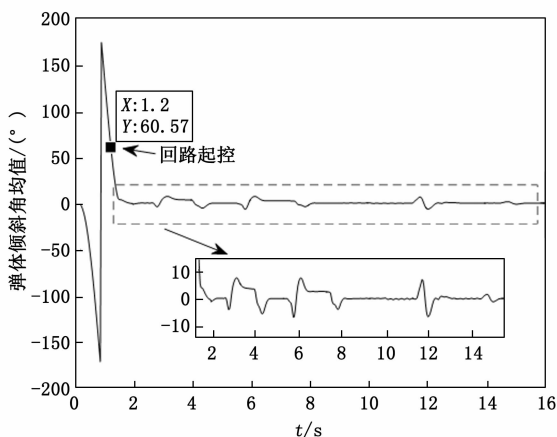


图 14 飞行试验弹体倾斜角响应曲线

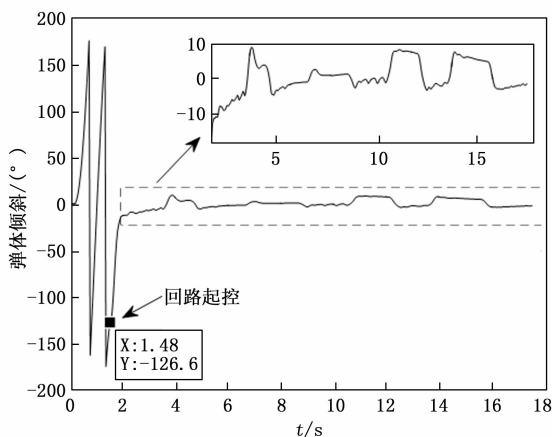


图 12 六自由度仿真弹体倾斜角响应曲线

环放大系数与弹体本身气动参数无关，并且当系统中存在等效副翼干扰项时，理论上倾斜角是无静差的。其次，采用极点配置法，推导了期望特征多项式系数与回路控制参数之间的解析关系。为了得到能够满足时域和频域指标要求的期望特征多项式系数，本文给出了一种采用新型非线性动态自适应惯性因子的粒子群优化算法，并对特征点进行了倾斜稳定回路控制参数的优化设计。最后六自由度仿真及飞行试验表明，该方法能够快速消除由初始扰动产生的倾斜角误差，克服飞行过程中的各项滚动干扰力矩，保证导弹在飞行过程中倾斜角误差始终为零或尽可能小，满足对倾斜角误差的工程应用要求，验证了方法的正确性和有效性。本文研究结果具有一定的工程应用价值。

参考文献:

- [1] 程云龙. 防空导弹自动驾驶仪设计 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
- [2] 陈中祥. 一种基于线性自抗扰的滚动力矩补偿方法 [J]. 中国高新科技, 2018 (16): 10-12.

(下转第 285 页)

内 (见图 13), 这与六自由度仿真结果特性一致。飞行试验结果验证了本文方法的有效性和正确性。

6 结束语

针对滚动通道存在多项复杂扰动的战术导弹, 本文研究了一种无静差的倾斜稳定回路设计方法。首先, 对回路特性进行了分析, 结果表明从输入指令到输出的闭