

基于极点配置的非线性参数补偿律设计

陈艳芳 刘晓洁 陆海英

江南机电设计研究所 贵州 贵阳 550009

【摘要】：针对传统线性控制方法在导弹过载控制中存在的动态响应上升与下降快速性不一致的问题，提出一种基于非线性参数补偿的控制律设计方法。首先对气动参数非线性引起的气动力系数计算失配机理进行分析，指出线性控制方法在处理非线性问题时存在的固有不适性。为此，引入动力系数导数项参与控制调参，以实时修正控制律。通过理论推导出非线性控制参数设计方法，并开展动态仿真验证。仿真结果表明：通过引入非线性因子进行控制参数补偿，过载响应的上升和下降不一致问题较线性控制方法明显改善，显著提升了导弹在飞行包络内的控制性能与适应性。

【关键词】：非线性参数；动力系数；补偿规律；极点配置

DOI:10.12417/2705-0998.26.07.044

1 引言

导弹在宽飞行包络内往往存在参数剧烈时变、强非线性及大扰动等特征，使得基于小扰动线性化的传统控制策略存在鲁棒性不足及控制品质退化等问题。针对传统方法的局限，研究者从非线性气动参数建模及非线性鲁棒控制两方面展开研究，为提升导弹的控制性能提供了大量的理论支撑^[1]。

在非线性的气动参数建模方面，Pashilkar A A 等^[2]将气动参数描述为马赫的时变函数，并采用在线参数辨识跟踪参数的变化趋势，实现气动参数大范围剧烈变化时的自适应飞行控制。Brandon J 等人^[3]将机器学习方法引入到大迎角非线性非定常气动建模中，能够学习适应不确定性系统的动态特性且不需要建立模型的精确数学表达式。

在非线性的鲁棒控制方面，Ajay Thukral 等人^[4]将基于滑模变结构的自动驾驶仪综合设计方法应用于导弹大攻角反向机动控制，在动压和气动参数剧烈变化时仍呈现较好的鲁棒性。Mehra R K 等人^[5]采用自适应非线性模型预测控制方法设计灵敏拦截自动驾驶仪，该方法直接显式考虑系统的非线性特征并能保证控制系统的强鲁棒性。Kuipers M^[6]针对气动参数及弹性变化引起的不确定问题，提出一种避免激发未建模动态的新型多模型自适应控制方法，并从理论与实验两方面分析了控制系统的稳定性和鲁棒性。

本文针对强非线性且参数剧烈变化时传统线性控制方法导致的过载响应上升及下降时间不一致，上升超调较大等问题，从非线性气动参数建模入手，分析系统稳定性及控制品质下降原因。同时，基于极点配置方法设计控制律，并引入动力系数导数进行控制调参以补偿非线性参数影响。

2 非线性参数补偿规律的可行性研究

在实际飞行控制中，导弹气动参数存在较强的非线性特性，使得其过载响应的上升和下降时间呈现较大的不一致性，且上升过程出现较大超调。通过对气动系数进行分析，可以发现，升力系数对攻角的导数在大攻角时比小攻角要大3倍，在

小扰动线性化时，已不满足升力系数等于升力系数对攻角的导数与攻角的乘积，即：

$$c_{y1} \neq c_{y1}^{\alpha} \times \alpha \quad (1)$$

因此，为补偿上述非线性特性影响，考虑引入动力系数的导数参与控制调参，以实现非线性参数补偿，优化非线性导弹控制系统时域响应性能。

工程上将气动力系数建模为线性模型，用割线近似一阶导数，得到小扰动线性化侧向运动方程：

$$\begin{cases} \dot{g} = -a_1 g - a_2 \alpha - a_3 \delta \\ \dot{\theta} = a_4 \alpha + a_5 \delta \\ g - \theta - \alpha = 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中， g 是俯仰角， θ 是弹道倾角， α 是攻角， \dot{g} 是俯仰角速度， \ddot{g} 是俯仰角加速度， $\dot{\theta}$ 是弹道倾角角速度， δ 是俯仰舵偏角。 a_1 、 a_2 和 a_3 分别是阻尼、恢复和操纵力矩系数， a_4 、 a_5 分别是升力对攻角和舵偏的导数。其中， a_2 、 a_4 表征了导弹的静稳定性与机动能力，是影响侧向运动的两个重要参数。因此，重点考虑引入 a_2 、 a_4 进行控制调参。由于导弹运动的非线性特性，此时气动参数不再是攻角的线性关系。因此，定义 f_2 、 f_4 为攻角产生的力矩和力相关系数，且 f_2 、 f_4 对攻角的一阶导数和割线定义如下：

$$\begin{cases} \frac{\partial f_2}{\partial \alpha} = a_2 \\ \frac{\partial f_4}{\partial \alpha} = a_4 \end{cases}, \quad \begin{cases} \frac{f_2}{\alpha} = A_2 \\ \frac{f_4}{\alpha} = A_4 \end{cases} \quad (3)$$

f_2 、 f_4 对时间的导数为：

$$\begin{cases} \dot{f}_2 = \frac{\partial f_2}{\partial \alpha} \times \frac{\partial \alpha}{\partial t} = a_2 \dot{\alpha} \\ \dot{f}_4 = \frac{\partial f_4}{\partial \alpha} \times \frac{\partial \alpha}{\partial t} = a_4 \dot{\alpha} \end{cases} \quad (4)$$

定义系统状态: $x_1 = \vartheta, x_2 = \dot{\vartheta}, x_3 = \theta$, 对侧向运动方程式(2)转换为如下状态方程:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -a_1 x_2 - f_2 - a_3 \delta \\ \dot{x}_3 = x_2 - f_4 - a_5 \delta \\ y = f_4 + a_5 \delta \end{cases} \quad (5)$$

针对上述含非线性特性的弹体模型(2), 基于状态反馈控制方法, 设计反馈控制律, 将关键动力系数的导数引入状态方程进行控制调参来实现非线性参数补偿。

3 基于极点配置的非线性参数补偿控制优化设计

针对模型(2), 设计如下反馈控制律:

$$\delta = K_1 \int \mu dt - K_1 x_1 - K_2 x_2 - K_3 x_3 \quad (6)$$

其中, μ 为设计的具有一定形式的控制输入。 K_1, K_2, K_3 为待设计的反馈增益。不考虑控制参数随时间变化, 对控制量进行一次、二次求导, 并将状态方程中的关系式代入得:

$$\begin{aligned} \dot{\delta} = & K_1 \mu - K_1 (\dot{x}_3 + f_4) - K_2 [-a_1 (\dot{x}_3 + f_4) - f_2] \\ & - K_3 \dot{x}_3 - (K_1 a_5 - K_2 a_1 a_5 - K_2 a_3) \delta \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\delta} = & K_1 \dot{\mu} - K_1 (\ddot{x}_3 + \dot{f}_4) - K_2 [-a_1 (\ddot{x}_3 + \dot{f}_4) - \dot{f}_2] \\ & - K_3 \ddot{x}_3 - (K_1 a_5 - K_2 a_1 a_5 - K_2 a_3) \dot{\delta} \end{aligned} \quad (8)$$

推导状态方程(5), 并忽略二阶小量有

$$\ddot{x}_3 + c_2 \dot{x}_3 + c_1 x_3 + c_0 x_3 = -(1 + a_1 a_5) K_1 \mu - a_5 K_1 \dot{\mu} \quad (9)$$

根据式(3)和(4), 并基于系统的理想特征方程可以求解得到设计的反馈增益 K_1, K_2, K_3 , 使得设计的控制系统能满足相应的设计要求。

通过上述极点反馈方法, 能够将动力系数的导数引入控制器参数设计中, 有效补偿气动参数强非线性对控制系统控制品质及稳定性的影响。

4 仿真验证

定义 $\sigma = (td - tr) / tr \times 100\%$ 表征过载上升和下降的一致性, 与传统线性控制方法进行对比, 过载的上升、下降速度及一致性如表 1 所示 (取 3g 过载指令对比)。仿真结果如图 1~3 所示。

由图 1 可以看出, 通过引入非线性因子进行控制参数补偿后, 过载响应的上升和下降不一致问题较线性控制方法明显改善, 且飞行攻角和舵偏角相对减小, 如图 1~3 所示。综上, 相较于传统线性控制方法, 非线性参数修正控制律能够有效提升系统的控制品质。

表 1 过载响应速度

响应速度	上升 tr /s	下降 td /s	一致性 σ
改前	0.38	0.4925	26.9%
改后	0.415	0.4725	13.8%

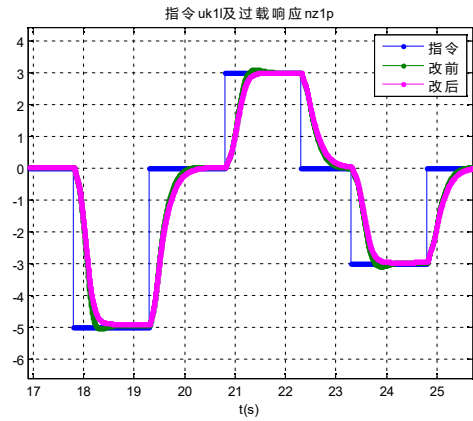


图 1 动态仿真过载响应曲线对比

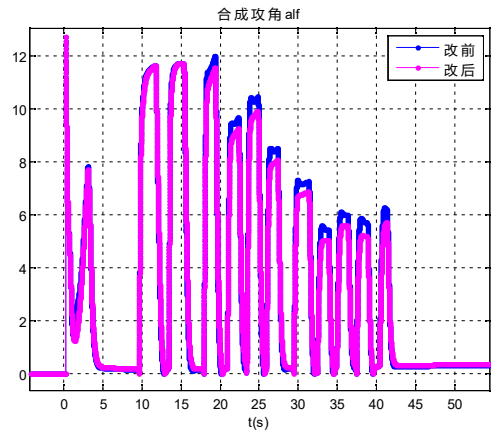


图 2 动态仿真合成攻角变化曲线对比

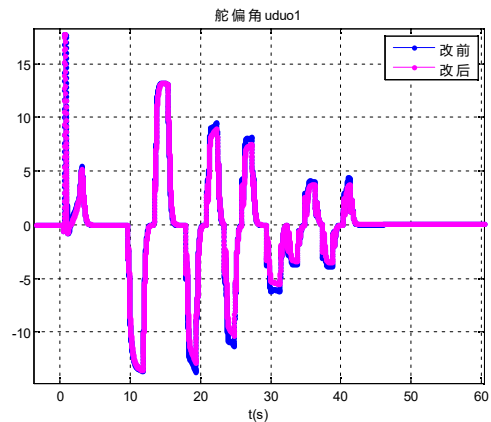


图 3 动态仿真舵偏角变化曲线对比

5 结论

针对传统线性控制方法在飞行气动参数呈非线性关系时存在的固有不适应性问题,本文引入动力系数的导数参与控制调参,以实现非线性参数补偿,解决传统方法过载响应上升和下降时间不一致的问题,并通过动态仿真验证所提方法能够显

著提升导弹在飞行包络内的控制性能。本文本质在于通过引入动力系数的变化来抑制参数摄动的影响,其设计思想可进一步拓展至单智能体、多智能体系统的高动态快响应领域,为解决系统由气动参数变化或外部干扰引发的控制性能退化问题提供了理论基础。

参考文献:

- [1] 梁雪超,杨军,邱峰.大攻角导弹法向过载控制的变结构设计[J].计算机与现代化.2014,221(1):46-50.
- [2] Pashilkar A A,Kamali C,Raol J R.Direct estimation nonlinear aerodynamic coefficients[C].AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference,Hilton Head,South Carolina,August 20-23,2007.
- [3] Wang Z,Lan C,Brandon J.Fuzzy logic modeling of nonlinear aerodynamics[C].AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference,Boston,MA,August,10-12,1998.
- [4] Ajay Thukral,Mario Innocenti.A sliding mode missile pitch autopilot synthesis for high angle of attack maneuvering[J].IEEE Transactions on Control Systems Technology.1998,6(3):359-371.
- [5] Mehra R K,Gopinathan M,Sistu P B.Robust nonlinear model predictive control for agile interceptor missiles[C].AIAA Guidance,Navigation,and Control Conference,Boston,MA,August,10-12,1998.
- [6] Kuipers M,Ioannou P and Fidan B.Robust Adaptive Multiple Model Controller Design for a Hypersonic Vehicle Model[C].AIAA Guidance,Navigation and Control Conference,Honolulu,Hawaii,August 18-21,2008.