

文章编号: 1001- 2486(2010) 04- 0030- 07

直接力/气动力复合作用动能拦截弹姿态控制方法*

徐明亮, 刘鲁华, 汤国建, 朱隆魁

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 针对直接力/气动力复合作用动能拦截弹的姿态控制问题, 建立了拦截弹俯仰-偏航通道短周期运动模型; 利用线性二次型最优跟踪控制理论结合姿控固体小火箭点火逻辑设计了复合控制系统, 通过分析非线性容限得出了该系统对直接力偏差具有强鲁棒性的结论; 姿控回路仿真表明系统具有快速响应特性及良好的跟踪性能, 考虑侧喷干扰效应等实际条件的六自由度弹道仿真表明所设计的控制系统能够满足拦截末段直接碰撞要求。

关键词: 动能拦截弹; 直接力/气动力复合控制; 最优跟踪控制; 点火逻辑; 侧喷干扰

中图分类号: TJ765. 2 文献标识码: A

Research on Attitude Control of Kinetic Energy Interceptor under Blended Operation of Lateral Thrust and Aerodynamic Force

XU Ming-liang, LIU Lu-hua, TANG Guo-jian, ZHU Long-kui

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: An attitude control method of kinetic energy interceptor under blended operation of lateral thrust and aerodynamic force was developed and a short period movement model of interceptor was presented. A combined control system was designed, using linear quadratic optimal tracking control theory and the fire logic of attitude control missiles. Through analyzing the nonlinear tolerance, a conclusion was drawn that the system has strong robusticity to the thrust bias. Simulation results of attitude control and six-dimension intercept trajectory with lateral jet interaction show that the control method proposed has quick response characteristic and good tracking performance for guidance command, and it can meet the demands of direct interception in the terminal phase.

Key words: kinetic energy interceptor; lateral thrust/ aerodynamic force blended control; optimal tracking control; fire logic; lateral jet interaction

新一代大气层内拦截弹采用直接碰撞动能杀伤以增强杀伤效果, 为了提高姿态控制系统的响应速度以及高空大气层大机动过载能力, 目前这类导弹多采用直接力和气动力复合控制, 例如美国 PAC-3 导弹^[1], 质心前部有多圈姿控固体小火箭提供直接力, 后面有尾舵提供气动力, 并由副翼差动来控制滚转以充分利用小火箭。

针对复合控制技术, 国内外学者利用模糊控制理论和自适应控制理论已经开展了一些研究, 但是限于弹体不滚转以及俯仰、偏航通道独立设计的情况, 大都将直接力当做连续推力考虑, 且一般将直接力、气动力分开设计, 然后进行复合或者分配^[2-5]。近年来, 国内一些学者利用滑模控制、二次型跟踪控制等方法设计复合控制器获得了较好性能^[5-7], 一般仍将直接力简化为可连续调节的情况, 或者基于弹体不滚转以及不记小火箭消耗等假设, 大多未考虑小火箭侧喷干扰的影响。总的来讲, 与实际相符的离散型直接力与连续型气动力复合控制问题尚未得到根本解决。

本文以 PAC-3 拦截弹为背景, 针对弹体等速慢旋并考虑小火箭点火产生的脉冲型直接力情况, 基于线性二次型最优跟踪控制理论, 结合小火箭点火逻辑设计, 获得完整的直接力/气动力复合控制系统, 通过姿控小回路仿真分析复合控制系统动态性能, 并将其放入六自由度拦截弹道仿真进行验证。

* 收稿日期: 2010- 01- 29

作者简介: 徐明亮(1982-), 男, 博士生。

1 拦截弹控制模型的状态空间描述

拦截弹在末段保持滚动角速度稳定, 俯仰和偏航通道耦合严重, 各通道独立设计难以适用, 本文采用多变量联合控制方法开展研究。假设空气舵为一阶惯性环节, 上升时间为 τ 。可得到拦截末段拦截弹俯仰-偏航通道动力学模型, 利用固化系数法在特征点处线性化后可得动力学模型如下^[8]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\alpha} = -\omega_{x1}\beta + \omega_{z1} - \frac{1}{mV}C_y^a qS_M \cdot \alpha - \frac{1}{mV}(2C_{y1}^\delta qS_d \cdot \delta_\psi + P_{y1}) \\ \dot{\beta} = \omega_{x1}\alpha + \omega_{y1} + \frac{1}{mV}C_z^\beta qS_M \cdot \beta + \frac{1}{mV}(-2C_{y1}^\delta qS_d \cdot \delta_\psi + P_{z1}) \\ \dot{\omega}_{y1} = \frac{I_{z1} - I_{x1}}{I_{y1}}\omega_{x1}\omega_{z1} + \frac{m_{y1}^\beta \cdot qS_M L_k}{I_{y1}} \cdot \beta + m_{y1}^\omega \frac{qS_M L_k^2}{2VI_{y1}}\omega_{y1} - \frac{2C_{y1}^\delta qS_d L_d}{I_{y1}} \cdot \delta_\psi - \frac{L_m \cdot P_{z1}}{I_{y1}} \\ \dot{\omega}_{z1} = \frac{I_{x1} - I_{y1}}{I_{z1}}\omega_{x1}\omega_{y1} + \frac{m_{z1}^\alpha \cdot qS_M L_k}{I_{z1}} \cdot \alpha + m_{z1}^\omega \frac{qS_M L_k^2}{2VI_{z1}}\omega_{z1} - \frac{2C_{y1}^\delta qS_d L_d}{I_{z1}} \cdot \delta_\psi + \frac{L_m \cdot P_{y1}}{I_{z1}} \\ \dot{\delta}_\psi = -\frac{1}{\tau}\delta_\psi + \frac{1}{\tau}\delta_{\psi_c} \\ \dot{\delta}_{\psi_c} = -\frac{1}{\tau}\delta_{\psi_c} + \frac{1}{\tau}\delta_{\psi_c_c} \end{array} \right. \quad (1)$$

其中, δ_ψ 、 δ_{ψ_c} 分别为俯仰和偏航方向舵偏角; $\delta_{\psi_c_c}$ 、 $\delta_{\psi_c_c}$ 分别为舵偏角控制信号; P_{y1} 、 P_{z1} 为姿控固体小火箭推力在俯仰和偏航方向的分量, 在控制系统设计阶段暂不考虑小火箭侧喷干扰效应, 考虑到姿控固体小火箭推力相对弹体气动力较小, 为便于系统设计可忽略姿控固体小火箭推力对弹体侧向过载的影响。采用固化系数方法, 在特征点处可将侧向控制方程写为标准状态空间形式

$$\dot{X} = AX + BU, \quad Y = CX \quad (2)$$

其中, 状态变量为 $X = [\alpha \quad \beta \quad \omega_{y1} \quad \omega_{z1} \quad \delta_\psi \quad \delta_{\psi_c}]^T$; 控制量为 $U = [P_{y1} \quad P_{z1} \quad \delta_{\psi_c_c} \quad \delta_{\psi_c_c}]^T$; 观测量取为弹体坐标系侧向过载 $Y = [n_{y1} \quad n_{z1}]^T$ 。则可以获得系数矩阵 A 、 B 、 C 。

系统 $\Sigma_0 = (A, B, C)$ 即为导弹短周期运动的状态空间模型。代入特征点参数可以验证, (A, B) 完全能控, (A, C) 完全能观。不同特征点处, 系数矩阵 A 、 B 、 C 的值各不相同, 实际应用时根据当前状态利用各特征点处增益反馈系数表插值获得。

2 最优跟踪复合控制系统设计

拦截弹侧向姿态控制系统需要跟踪过载指令, 属典型的跟踪问题, 考虑到作为执行机构之一的姿控小火箭数量有限, 需尽量节省, 故采用最优跟踪控制理论^[9]进行控制系统设计。直接力具有离散型特征, 在设计最优跟踪控制器基础上, 需要对姿控小火箭点火逻辑进行设计, 以组成完整的复合控制系统。

2.1 最优跟踪控制器设计

2.1.1 最优跟踪问题描述

对于连续时间线性时不变受控系统(2), 设系统输出 Y 跟踪参考输入 Y , Y 为如下稳定连续时间线性时不变系统的输出:

$$\dot{Z} = FZ, \quad Y = HZ \quad (3)$$

不失一般性, 可取 H 为单位阵, 即 $Z = Y$ 。考虑到每个制导周期内过载指令 Z 为常值, 并注意准弹体坐标系内制导指令和旋转的弹体坐标系内制导指令具有如下关系:

$$\begin{bmatrix} n_{y1} \\ n_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \omega_{x1} t & \sin \omega_{x1} t \\ -\sin \omega_{x1} t & \cos \omega_{x1} t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_{y1'} \\ n_{z1'} \end{bmatrix} \quad (4)$$

经推导可得

$$F = \begin{bmatrix} 0 & \omega_{x1} \\ -\omega_{x1} & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

可见,对于准弹体系任意幅值的阶跃输入,矩阵 F 具有统一的形式,且为一常阵。利用秩判据可知 (F, H) 是完全能观测的。控制的优化目标采用二次型性能指标:

$$J(U(\cdot)) = \int_0^{\infty} [(Y - Y)^T Q (Y - Y) + U^T R U] dt \quad (6)$$

其中,加权阵 $Q \in \mathcal{R}^{q \times q}$ 为半正定对称阵, $R \in \mathcal{R}^{p \times p}$ 为正定对称阵。矩阵 Q 和跟踪的精度直接联系,矩阵 R 和控制量直接联系,相对来讲,矩阵 Q 的元素值越大精度越高,矩阵 R 的元素值越大控制所需能量越省,可根据实际需要选取 Q 和 R , 以权衡控制系统在精度和消耗能量上的关系。

对于以上最优跟踪问题直接求解尚无相关理论,为此,将其转化为理论较成熟的等价的最优调节问题进行求解。

2.1.2 转化为等价调节问题进行求解

定义增广状态和增广矩阵:

$$X = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ Z \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & F \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

相应地,定义等价调节问题性能指标中的加权阵:

$$Q = \begin{bmatrix} C^T Q C & -C^T Q H \\ -H^T Q C & H^T Q H \end{bmatrix}, R = R \quad (8)$$

可将原跟踪问题转化为等价调节问题:

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ J(U(\cdot)) = \int_0^{\infty} (X^T Q X + U^T R U) dt \end{cases} \quad (9)$$

对于最优调节问题已有成熟的求解理论,其解为:

$$\begin{cases} U^*(t) = -K^* X^*(t) = -K_1^* X - K_2^* Z \\ K^* = R^{-1} B^T P \end{cases} \quad (10)$$

其中, P 为如下矩阵 Riccati 代数方程的唯一正定对称解阵:

$$PA + A^T P + Q - PBR^{-1}B^T P = 0 \quad (11)$$

综上所述,复合控制系统设计的核心问题可归结为加权矩阵 Q 和 R 的选取。 Q 和 R 直接决定了系统的性能,由性能指标表达式可以看出,加权阵 Q 和 R 的相对值决定着性能指标对精度和控制量的权重。而 R 阵前两个和后两个对角元素分别对应直接力和气动力,调整其相对值,可以实现对直接力和气动力的分配。

2.2 小火箭点火逻辑设计

由前面按连续的最优跟踪控制器计算获得所需控制量 $U = [P_{y1} \quad P_{z1} \quad \delta_{\eta} \quad \delta_{\omega}]^T$, 其中直接力 P_{y1} 和 P_{z1} 需要由小火箭点火产生直接力来实现。小火箭沿弹体环向的排列方式如图 1 所示,共 10 圈每圈 18 个固体小火箭,每个小火箭可以直观地记为 r_{ij} ($i = 1, \dots, 10; j = 1, \dots, 18$)。

为了运算和叙述方便,引入小火箭虚拟标记法:假想将每个奇数圈和与其相邻的偶数圈沿 x 轴方向压缩为一圈,则共 5 圈,每圈 36 个小火箭,记为 $r_{i_0 j_0}$ ($i_0 = 1, \dots, 5; j_0 = 1, \dots, 36$)。将所需直接力 P_{y1} 和 P_{z1} 采用矢量相加法则合成为 P , 其与 y_1 轴的夹角记为 ϕ , 如图 2 所示。

每个小火箭只可用一次,设推力大小为 $P_0 = 3000N$,作用时间为 $\tau_0 = 20ms$ 。为了在保证控制性能前提下尽量减少小火箭的消耗,并考虑实现的计算复杂度,提出如下小火箭点火逻辑:(1)只有当所需直接力大小 $P \geq P_0$ 时,才考虑点火,否则只用气动力控制;(2)每次点火首先考虑角位置与直接力 P 最接近的一列小火箭点火,此列造成最大角误差为 5° ,每列小火箭满编为 5 个;(3)设该列小火箭足够用,按 $N = P/P_0$ 采用四舍五入决定选取小火箭点火的个数,这样力的大小偏差最大为 $P_0/2$;(4)若角位置与直接力 P 最接近的一列($j_{0- near1}$)小火箭累计达不到所需直接力的大小,考虑角位置与 P 第二接近的一列($j_{0- near2}$)小火箭,首先将 $j_{0- near1}$ 列用完,不够部分在 $j_{0- near2}$ 列选取,此时造成的角度偏差最大为 10° ;(5)

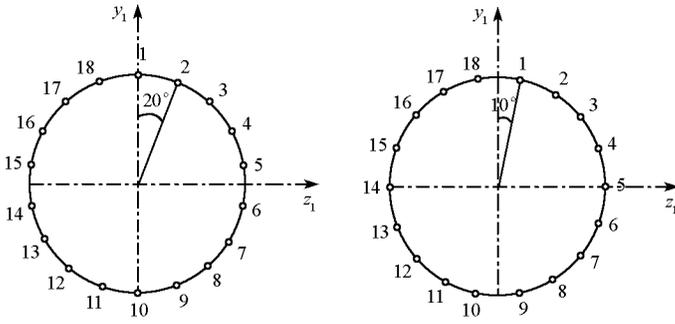


图1 奇数圈(左)和偶数圈(右)小火箭的环向排列

Fig.1 Missiles arrangement of odd and even rings in the ring direction

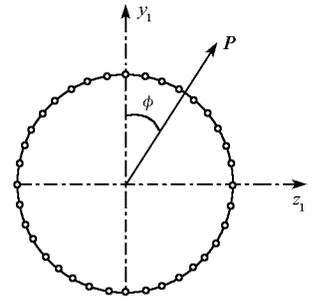


图2 所需直接力矢量的投影

Fig.2 Projection of needed thrust vector

若 $j_{0-near2}$ 列不够, 则不再继续选其它列, 等下一周期; (6) 当有正在燃烧小火箭时, 待其燃烧结束再进行下一组小火箭点选择。

实际应用中, 将由程序实现上述点火逻辑, 固化在弹载计算机中, 作战时通过调用程序自动实现。

2.3 复合控制系统及其非线性容限分析

整个最优跟踪复合控制系统的实现步骤为, 首先利用最优跟踪控制器计算出所需的控制量, 然后通过固体小火箭点火来实现直接力, 利用加限幅的空气舵产生气动力。对于小火箭点火产生的直接力与所需直接力控制量的偏差, 可以看作状态反馈阵产生非线性摄动, 完整的复合控制系统如图3所示, 在原称最优跟踪控制器反馈通道中引入附加非线性环节 $\Phi(U)$, $U = -K^* X$ 。对于状态反馈阵产生非线性摄动的最优跟踪控制系统, 可表状态方程为

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + B\Phi(U) \\ U = -K^* X, \quad K^* = R^{-1} B^T P = R^{-1} B^T P \end{cases} \quad (12)$$

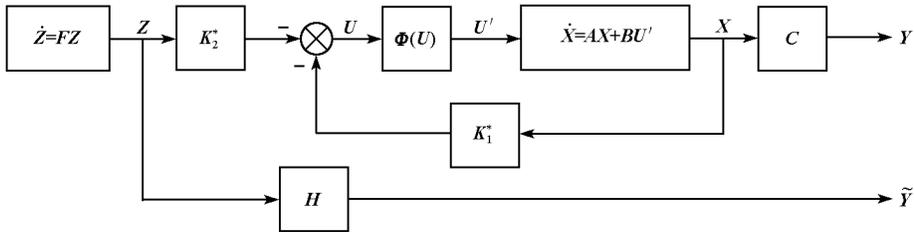


图3 反馈阵产生非线性摄动的最优跟踪系统

Fig.3 The optimal tracking system with nonlinear disturbance of feedback matrix

保持控制系统稳定是首要的任务, 建立非线性摄动 $\Phi(U)$ 应满足的条件, 使对满足条件 $\Phi(U)$ 摄动最优跟踪控制系统(12) 渐进稳定, 是最优跟踪控制非线性容限问题, 对此不加证明地给出下面结论。

对于多输入时不变最优跟踪问题, 给定反馈通道中包含非线性环节 $\Phi(U)$, $U = -K^* X$ 的最优跟踪控制系统(12), 则对满足扇形条件

$$\begin{cases} k_1 U^T R U \leq U^T R \Phi(U) \leq k_2 U^T U, \quad \forall U \neq 0 \\ 1/2 < k_1 < k_2, \quad k_2 < \infty \end{cases} \quad (13)$$

的任意 $\Phi(U)$, 摄动最优跟踪控制系统(12) 可保持大范围渐进稳定^[9]。

具体到所研究的姿态控制系统, 非线性摄动体现为小火箭点火产生实际推力对所需直接力偏差, 以及对舵加限幅作用引起气动力偏差的影响。为此, 不妨设

$$U' = \begin{bmatrix} U'_1 \\ U'_2 \\ U'_3 \\ U'_4 \end{bmatrix} = \Phi(U) = U - \Delta U = \begin{bmatrix} U_1 - \Delta U_1 \\ U_2 - \Delta U_2 \\ U_3 - \Delta U_3 \\ U_4 - \Delta U_4 \end{bmatrix} \quad (14)$$

首先考虑式(13)的右不等式,由于对舵加限幅,故

$$|\dot{U}_3| \leq |U_3|, \quad |\dot{U}_4| \leq |U_4| \quad (15)$$

对于 $\Delta U_1, \Delta U_2$, 由小火箭点火产生对所需推力偏差导致, 故是有界的。注意到约束为 $k_2 < \infty$, 所以右不等式自然成立。为讨论方便取 $k_1 = 1/2$, 则式(13)的不等式可化为

$$\frac{1}{2} \dot{U}^T R U < \dot{U}^T R U \quad (16)$$

考虑到加权阵 R 为对角阵, 则不等式可展开为

$$\frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 R_i U_i^2 < \sum_{i=1}^4 R_i U_i \dot{U}_i \quad (17)$$

将式(14)代入式(17), 则

$$\frac{1}{2} \sum_{i=1}^4 R_i U_i^2 > \sum_{i=1}^4 R_i U_i \Delta U_i \quad (18)$$

将不等号两边对应项作比较, 不难写出使不等式成立的一个充分条件:

$$\Delta U_i < \frac{1}{2} U_i \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (19)$$

至此, 可得出结论: 只要满足

$$\Delta P_{y1} < \frac{1}{2} P_{y1}, \quad \Delta P_{z1} < \frac{1}{2} P_{z1}, \quad \Delta \delta_\varphi < \frac{1}{2} \delta_\varphi, \quad \Delta \delta_\psi < \frac{1}{2} \delta_\psi \quad (20)$$

则所设计的姿态控制系统必保持大范围渐进稳定。这表明最优跟踪控制系统对于控制量偏差具有极强的鲁棒性, 为整个复合控制系统的设计提供了重要保障。

3 复合控制系统性能分析

3.1 姿控回路仿真分析

以高度 $h = 16\text{km}$ 、马赫数 $M = 5$ 的特征点为例, 分析复合控制系统的性能。综合考虑控制精度、小火箭消耗以及舵限幅等因素, 确定最优跟踪性能指标加权矩阵的值为

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad R = \begin{bmatrix} 0.5 \times 10^{-7} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.5 \times 10^{-7} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 100 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 100 \end{bmatrix}$$

假设在准弹体坐标系内需要过载($n_y^* = 10, n_z^* = 0$), 仿真结果如图4~9及表1所示, 其中表1给出了整个仿真过程中小火箭的使用情况, “0”表示消耗掉的小火箭, “1”表示剩余小火箭。

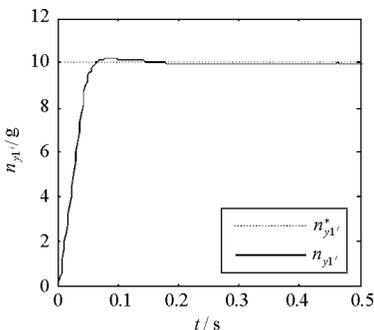


图4 准弹体系下俯仰通道过载响应
Fig. 4 Overload response of pitch channel in imitate body frame

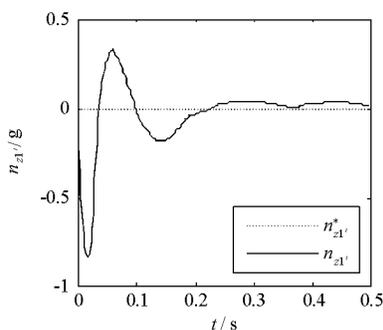


图5 准弹体系下偏航通道过载响应
Fig. 5 Overload response of yaw channel in imitate body frame

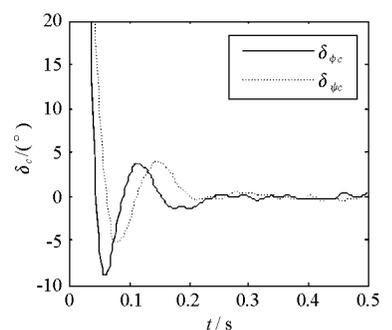


图6 弹体系舵指令控制量
Fig. 6 Commanded control of rudder in body frame

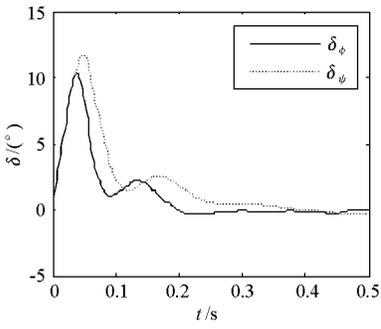


图7 实际等效舵偏角

Fig. 7 Actual deflexion angle of rudder

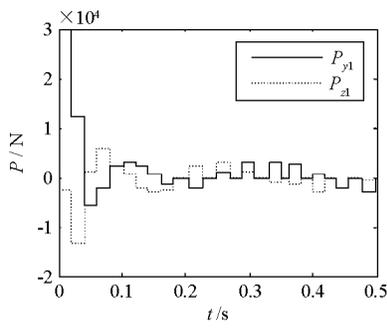


图8 小火箭产生的直接力控制量

Fig. 8 Thrust force generated by the missiles

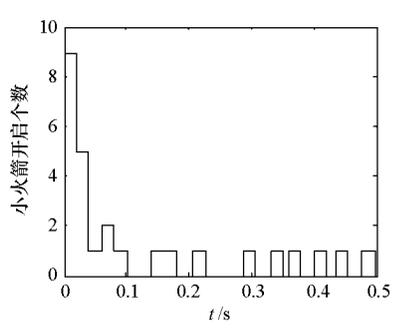


图9 小火箭开启个数

Fig. 9 Number of firing missiles

表1 跟踪阶跃型过载小火箭使用情况

Tab. 1 Missiles consume during tracking the step-type overload

0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	1	0	1	0	0
0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	1	1	1	0	0	0
0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	1	0	1
1	1	1	1	1	0	1	1	0	1	1	1	1	1	1	0	1	0
0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	1	0
0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	1	0
0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	1	0

由仿真结果可以归纳出如下结论: (1) 对阶跃型过载输入跟踪效果很好, 响应迅速, 上升时间约为 0.05s; (2) 过渡阶段振荡和超调都很小, 超调量为 2%, 稳态误差约为 0.5%; (3) 俯仰引起偏航方向的耦合较小, 并且过渡过程完成后趋于零; (4) 控制量很小, 稳态指令舵偏和实际等效舵偏角均小于 1° ; (5) 上升阶段为了响应迅速, 小火箭开启数量较多, 后迅速衰减, 达到稳态后小火箭保持最多开一个或者不需开启, 大体呈每隔一段时间工作一次, 意味着某个周期所需直接力达不到开一个小火箭, 可以累积到下一周期, 直到满足点火条件; (6) 选用的最优跟踪控制器对控制量偏差具有很强的鲁棒性, 考虑小火箭点火造成的直接力偏差以及对舵加限幅造成的气动力偏差未对系统性能造成大的影响; (7) 小火箭点火逻辑设计合理, 消耗情况分布较均匀。

复合控制系统对准弹体坐标系内正弦制导指令、实际仿真中制导系统生成的制导指令等同样具有良好的跟踪特性, 这点已通过仿真验证。

3.2 六自由度弹道仿真验证

为更真实检验所设计复合控制系统在实战中的性能, 将其放到充分考虑实际情况的拦截末段六自由度弹道中进行验证。设拦截末段起始时刻拦截弹距目标 12km, 高度为 14km, 速度指向目标来袭方向。

根据拦截弹飞行高度和马赫数对作战空域进行划分, 划分出的每个小空域内选取一个特征点参数, 据此利用复合控制系统获得对应此空域的状态反馈增益, 六自由度弹道仿真时根据拦截弹所处空域对增益进行调度, 调度通过对事先设计好的特征点插值实现。典型战术导弹目标设置为以 6(g) 幅值过载作螺旋机动飞行, 制导律采用比例导引。六自由度弹道仿真中考虑姿控固体小火箭点火引起的侧喷干扰效应, 侧喷干扰通过力干扰因子以及力矩干扰因子描述。考虑侧喷干扰的拦截末段过载跟踪曲线如图 10、图 11 所示, 终端参数统计如表 2 所示。

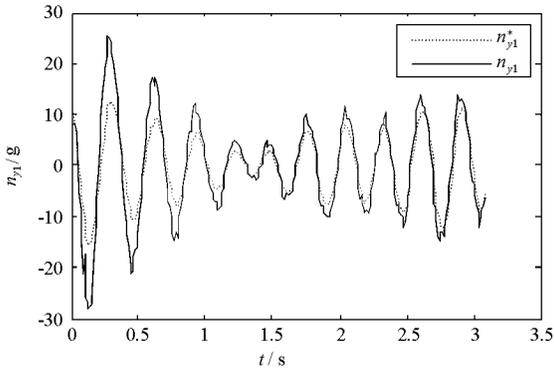


图 10 俯仰通道过载跟踪曲线(弹体系)

Fig. 10 Tracking curve of overload in pitch channel (body frame)

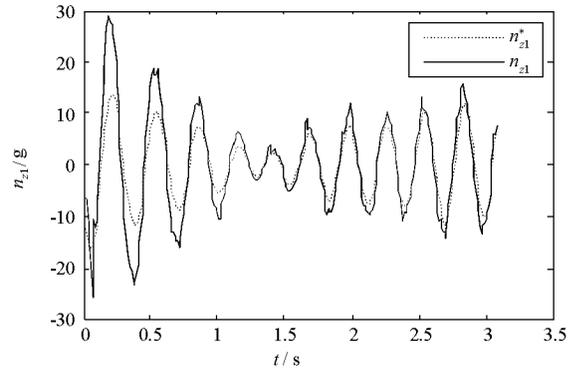


图 11 偏航通道过载跟踪曲线(弹体系)

Fig. 11 Tracking curve of overload in yaw channel (body frame)

表 2 拦截效果参数统计

Tab. 2 Statistics of interception performance

	命中时刻(s)	脱靶量(m)	消耗小火箭数(个)
不考虑侧喷干扰	3 2254	0.2076	138
考虑侧喷干扰	3 2258	0.3991	112

从图 10、图 11 可以看出,所设计的姿控系统在整個拦截末段实现了对指令过载的较精确跟踪。从拦截效果统计参数可知,对于螺旋机动目标获得了很好的拦截效果,脱靶量小于 1m,满足直接碰撞要求。考虑侧喷干扰后脱靶量略有增加,而消耗小火箭个数反而有所减少,这是由于存在许多值大于 1 的干扰因子的缘故,当干扰因子大于 1 时起到了推力加强的作用。由于侧喷干扰稍偏离了设计状态参数,这对脱靶量会造成一些影响,影响程度在可接受范围内。从六自由度弹道仿真总体效果看,所设计的复合控制系统能够满足直接力/气动力复合作用动能拦截弹末段拦截的任务要求。

4 结束语

利用最优跟踪控制器结合小火箭点火逻辑设计了动能拦截弹直接力/气动力复合控制系统,通过调整加权阵可对直接力/气动力进行分配,采用非线性容限分析方法得出了最优跟踪系统对小火箭点火引起的直接力偏差具有强鲁棒性的重要结论,从理论上证明了获得的姿态控制方法对解决小火箭点火产生离散型直接力复合控制问题的适用性。姿态控制系统仿真结果表明,控制系统响应速度小于 0.1s,具有较高精度的跟踪性能;考虑侧喷干扰效应的拦截末段六自由度弹道仿真显示脱靶量小于 1m。该复合控制方法可为直接力/气动力复合作用拦截弹姿态控制系统设计提供参考。

参考文献:

- [1] Heman R, Butler J. Subsystems for the Extended Range Interceptor (ERINT- 1) Missile [R]. AIAA- 92- 2750, 1992.
- [2] Chadwick W R. Augmentation of High-altitude Maneuver Performance of Tail-controlled Missile Using Lateral Thrust [R]. ADA 328973, 1997.
- [3] Menon P K, Iragavarapu V R. Adaptive Techniques for Multiple Actuator Blending [R]. 1998 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, August 10- 12, Boston, MA, 1988.
- [4] Weil R D, Wise K A. Blended Aero and Reaction Jet Missile Autopilot Design Using VSS Techniques [R]. IEEE 1991, Proceedings of the 30th Conference of Decision and Control, Brighton, England, December, 1991.
- [5] 董朝阳, 王枫, 高小颖, 等. 基于自适应滑模与模糊控制的导弹直接力/气动力复合控制系统优化设计[J]. 航空学报, 2008, 29 (1):165- 169.
- [6] 邹晖, 陈万春, 殷兴良. 具有侧向脉冲推力的旋转导弹建模与控制研究[J]. 系统工程与电子技术, 2005, 27(4): 687- 691.
- [7] 王进, 陈万春, 殷兴良. 具有脉冲姿控发动机的导弹控制策略设计[J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(9): 1724- 1729.
- [8] 郑建华, 杨涂. 鲁棒控制理论在倾斜转弯导弹中的应用[M]. 北京:国防工业出版社, 2001: 78- 90.
- [9] 郑大钟. 线性系统理论[M]. 北京:清华大学出版社, 2005: 324- 346.