

歼击机边界保护的动态矩阵控制方法

郑馨睿, 吴庆宪, 叶辉
(南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106)

摘要: 针对新一代歼击机, 基于避障思想研究了一种边界保护控制方法。首先运用动态逆控制器对飞机进行稳定控制; 在此基础上利用避障思想生成关键飞行参数的安全边界, 并用参数在线调节的动态矩阵控制方法修正飞机的控制量, 确保飞机在安全边界内飞行; 最后将所设计的飞行控制系统用于新一代歼击机的机动飞行仿真。仿真结果证明了该边界保护控制系统的有效性。

关键词: 歼击机; 避障边界保护; 动态矩阵控制; 飞行控制

中图分类号: V271.4; TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)11-0027-06

Dynamic Matrix Control for Fighter Envelope Protection

ZHENG Xin-rui, WU Qing-xian, YE Hui

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: This paper describes an envelope protection control system using obstacle-avoidance method for the new generation fighter. Firstly, a dynamic inversion controller is used to stabilize the fighter. Obstacle avoidance boundary protection method is then developed to generate the security envelope of the key flight parameters. The Dynamic Matrix Control (DMC) adjusts its parameters online to modify the control variables of the fighter. The developed dynamic matrix control scheme can guarantee the fighter flying inside the security boundary. Simulations are provided for angle of attack, and the simulation results show that the designed flight control system is effective.

Key words: fighter; obstacle avoidance protection; dynamic matrix control; flight control

0 引言

为了保证歼击机的安全, 其超机动飞行受到很多操作限制, 主要是在完成机动飞行时, 需在线检查各种指标是否已经达到危险状态边界。如果能够定量地给出边界值, 并在飞行过程中对相应状态变量加以约束和保护, 对于保证歼击机飞行的安全性有着重要意义^[1]。边界保护的任务就是监控和保持飞机在这些限制内操纵, 保证安全飞行。

传统的边界保护方法是在飞行控制系统中施加指令约束, 同时依靠飞行员根据飞行手册对飞行过程中的关键参数实施监控。这种边界保护方法不能充分发挥飞机的性能, 同时给飞行员增加很大负担, 并且这种结构不适合引入新的操纵限制, 在增加新的边界保护

条件时, 就要重新设计控制系统^[2-3]。

为了实现无忧虑操作, 需要设计自动边界保护系统, 不仅使飞机安全地飞行在操纵边界内, 而且要充分利用飞机的飞行边界以拓展歼击机飞行包线。因此, 一个有效的自动边界保护系统需兼顾安全性和飞行性能, 从而提高歼击机的总体的安全操作性能^[4]。

国内外针对歼击机的边界保护控制进行了较多的研究, 文献[5]提出了一种新型的边界保护方法, 该方法采用动态限制参数的估计以及有限时间域预测来检测即将触及的边界, 修正指令控制输入来避免发生越界。该方法的主要优势是允许飞机实时修改控制命令, 实现无忧虑操作, 但是该方法在进行边界保护控制时基于单一线性系统和神经网络补偿的方法生成边界保护控制律, 对于模型要求较高, 在工程中难以实现。

本文对文献[5]的边界保护控制律进行改进, 引入了参数在线调整的动态矩阵控制, 动态矩阵控制具有对过程的模型要求低、鲁棒性强等优点。为适应于非线性系统, 对动态矩阵控制方法进行改进, 使其可以随着不同平衡状态实时更新动态矩阵参数, 此方法更

收稿日期: 2015-10-09

修回日期: 2015-11-26

基金项目: 国家自然科学基金(61374212)

作者简介: 郑馨睿(1990—), 女, 辽宁沈阳人, 硕士, 研究方向为飞行控制。

加灵活且在一定程度上克服了系统不确定性的影响,在复杂的过程控制中显现了良好的控制性能,最后利用仿真结果验证了此方法的可行性。

1 问题描述

边界保护系统基本原理如图 1 所示。由指令生成模块产生迎角信号 α_c ,通过飞行控制器得到控制信号 $\bar{\delta}$ 对歼击机进行控制。纵向歼击机模型受限参数 z 可以是迎角 α ,速度 V 以及过载 n 。受限参数 z 通过指令生成模块产生不越界的安全信号 z_s ,通过保护控制模块生成安全控制量 δ 。经过边界保护控制得到不越界的受限参数输出。

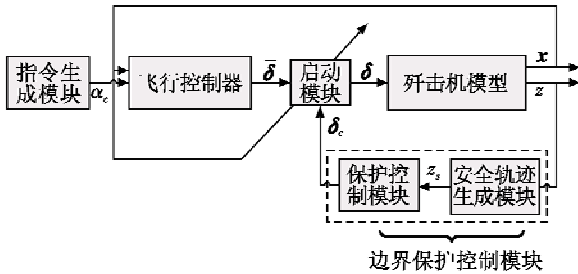


图 1 边界保护系统结构图

Fig. 1 Block diagram of the envelope protection system

边界保护控制系统主要由以下几个模块组成,分别是控制器模块、启动模块和边界保护模块,其中,边界保护模块由安全轨迹生成模块和保护控制模块组成。接下来对这些模块逐一进行介绍。

1.1 歼击机模型

飞机在空间的运动可以分为纵向运动和侧向运动。本文采用的是 F16 纵向模型,其纵向模型输入输出关系如图 2 所示。

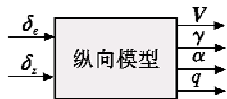


图 2 飞机纵向动力学模型

Fig. 2 Longitudinal model of the aircraft

纵向模型的具体表达式为

$$\dot{V} = \frac{1}{M}(-D - Mg \sin \gamma) + \frac{1}{M}(T_x \cos \alpha + T_z \sin \alpha) \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{MV} Y \quad (2)$$

$$\dot{\alpha} = q + \frac{1}{MV}(-L + Mg \cos \gamma) + \frac{1}{MV}(-T_x \sin \alpha + T_z \cos \alpha) \quad (3)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}}(m + m_T) \quad (4)$$

式中: L 为升力; D 为阻力; Y 为侧力; m 为俯仰力矩;推力矢量舵面产生的力矩为 $m_T = X_T T_z$, X_T 为发动机

喷口与飞机质心之间的距离; T 为发动机推力, T_x, T_z 分别为 T 在 X 轴、 Z 轴上的分量。 V, γ, α, q 分别为飞机的速度、航迹倾斜角、迎角和俯仰角速度;控制向量为 $(\delta_e, \delta_i)^T$, δ_e 是升降舵偏转角, δ_i 是推力矢量纵向偏角,按照比例分配原理, $(\delta_e, \delta_i)^T = (k_1, k_2)^T \cdot \delta$, δ 为虚拟控制量, $(k_1, k_2)^T$ 为比例分配系数。

1.2 飞行控制器

为了保证飞机能够完成给定的机动,首先需要针对 F16 纵向模型设计飞行控制器,本文中采用动态逆方法进行控制器设计^[6-8]。根据时标分离原理将飞机飞行状态 $x = (\alpha, V, q, \gamma)$ 分成快慢不同的两组,分别针对慢变量 α 和快变量 q 设计控制器。

慢回路的动力学方程可根据式(3)表示为

$$\dot{\alpha} = f_\alpha(x) + g_{\alpha 1}(x)q + g_{\alpha 2}(x)\delta \quad (5)$$

由于控制舵面对慢状态 $\dot{\alpha}$ 的影响很小,因此可忽略 $g_{\alpha 2}(x)$ 项,方程简化为

$$\dot{\alpha} = f_\alpha(x) + g_{\alpha 1}(x)q \quad (6)$$

式中: $x = (\alpha, V, q, \gamma)$; $g_{\alpha 1}(x) = 1$; $f_\alpha(x) = \frac{1}{MV}[-\bar{q}S \cdot C_L(\alpha) + Mg \cos \gamma - T_x \sin \alpha]$, \bar{q} 为动压, S 为机翼参考面积, $C_L(\alpha)$ 为升力系数。

慢状态回路是用来跟踪机动飞行控制系统的控制输入 α_c ,为了达到这个目的, α_c 的闭环动态期望值为

$$\dot{\alpha}_d = w_\alpha(\alpha_c - \alpha) \quad (7)$$

式中,带宽回路 w_α 为 2 rad/s。得到以快状态指令 q 为输入信号的虚拟控制律

$$q_c = g_{\alpha 1}^{-1}(x)[\dot{\alpha}_d - f_\alpha(x)] \quad (8)$$

快回路动力学方程可根据式(4)表示为

$$\dot{q} = f_q(x) + g_q(x)\delta \quad (9)$$

式中: $f_q(x) = \frac{\hat{m}}{I_{yy}}$, \hat{m} 为控制舵面为零时的俯仰力矩;

$$g_q(x) = (g_{q\delta_e}(x) \quad g_{q\delta_i}(x)) \begin{pmatrix} k_1 \\ k_2 \end{pmatrix}, g_{q\delta_e} = \frac{\bar{q}S\bar{c}C_{m\delta_e}(\alpha)}{I_{yy}},$$

$g_{q\delta_i} = \frac{TX_T}{I_{yy}} \cdot \frac{\pi}{180}$, I_{yy} 为绕 Y 轴的转动惯量; $C_{m\delta_e}(\alpha)$ 为俯仰力矩操纵系数。

快回路的目标是对快状态进行线性化解耦控制,使闭环快状态动力学成为如下期望形式

$$\dot{q}_d = w_q(q_c - q) \quad (10)$$

式中:带宽回路 w_q 为 2 rad/s; q_c 为慢状态 α 回路产生的指令信号。

快回路的理想控制律为

$$\bar{\delta} = g_q^{-1}(x)[\dot{q}_d - f_q(x)] \quad (11)$$

动态逆飞行控制器的原理如图 3 所示^[9]。

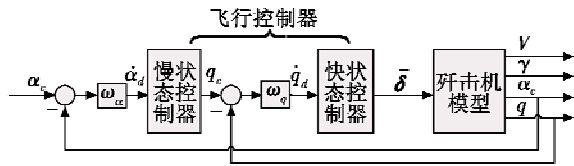


图 3 动态逆纵向飞行控制器原理图

Fig. 3 Principle diagram of the dynamic inverse longitudinal flight controllers

1.3 安全轨迹生成模块

安全轨迹生成的前提是确定受限参数的限制边界。假设飞机的气动参数一定,舵面偏转可提供的操纵力矩会随着飞行高度和飞行速度变化,相应的受限参数范围也随之改变。借由舵面偏转所提供的操纵力矩的极限值可以确定边界值,并记为 $f(V, h)$ 。令受限参数为 z , 在不同速度 V 、高度 h 下的边界为 $z_{lim}(V, h) = f(V, h)$ 。由于本文主要针对边界保护方法进行研究,在此假设边界为定值,相应的 z_{lim} 有确定的上下界,并令 z_{lim}^{upper} 为上界, z_{lim}^{lower} 为下界。本文将参数限制边界视作障碍,引入避障思想来生成安全轨迹。

安全轨迹生成模块的基本原理是算出预测时间 Δt_p 内受限参数的预测值,若预测值与边界发生碰撞,就生成以碰撞点为圆心的圆,以圆的切线为运动轨迹来避免碰撞的发生^[5],其原理如图 4 所示。

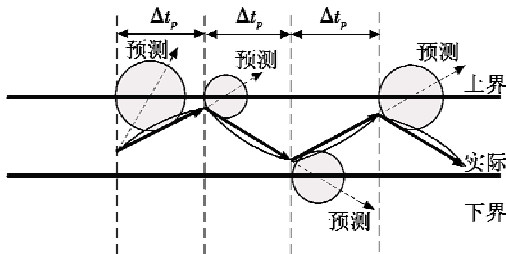


图 4 安全轨迹生成原理图

Fig. 4 Generation of security trajectory

安全轨迹生成模块的流程如图 5 所示。

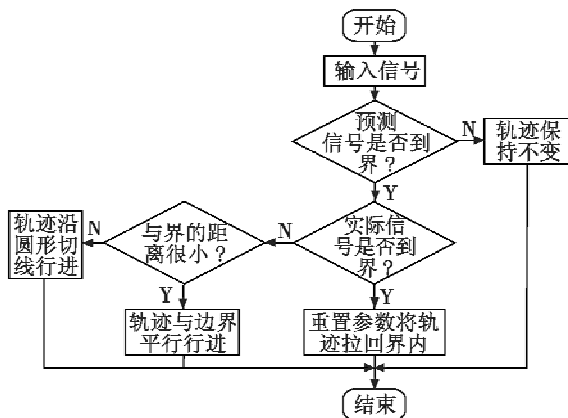


图 5 安全轨迹生成流程图

Fig. 5 Flow diagram of security trajectory

1.4 保护控制模块

文献[5]基于单一局部线性模型结合神经网络补偿的方法设计保护控制律。相比于文献[5]的一次线性化,本文引入预测控制思想,根据飞机实时状态,采用动态矩阵控制(DMC)进行边界保护控制律设计。

动态矩阵控制的基本原理是先预测未来输出,再利用最优控制律优化出最佳的控制量来进行控制,动态矩阵控制主要针对线性系统进行设计,相比于针对线性系统设计的动态矩阵控制器,针对非线性系统设计的动态矩阵控制器参数不是恒定的,而是在线实时更新^[10]。这样做对模型的把握更加准确,结合动态矩阵对过程的模型要求低、鲁棒性较强等优点,在复杂的过程控制中显现了良好的控制性能。

1.5 启动模块

在一般情况下,飞行控制器能较好地控制飞机稳定飞行,但当受限参数达到某个临界值时,常规的飞行控制器不能将受限参数限制在边界值以内,所以需要边界保护系统启动。启动模块的作用就是在受限参数即将达到临界值时,启动边界保护系统保证飞机在安全范围内飞行。在启动模块中,通过判断 Δt_p 时间内受限参数的预测值 z^* 来完成切换,其中, $z^* = z(t + \Delta t_p)$ 。启动模块切换逻辑为:当 $\|z^*\| < \|z_{lim}\|$ 时,启动模块不工作,保持常规飞行控制器控制;当 $\|z^*\| \geq \|z_{lim}\|$ 时,启动模块工作,切换至边界保护模块。

2 边界保护控制模块设计原理

2.1 安全轨迹生成模块设计原理

对于受限参数 $z(t)$ 产生满足实际边界限制要求的安全轨迹,假定存在一个虚拟的圆形障碍,圆心位于 $(t + \Delta t_c, z(t + \Delta t_c))$,半径为 Δt_c , Δt_c 是指在保持限制参数响应趋势不变的情况下,限制参数响应正好到达限制边界的时间。根据定义,临界时间可计算为

$$0 \leq \Delta t_c = \frac{z_{lim} - z(t)}{\dot{z}(t)} \leq \Delta t_p \quad (12)$$

当限制参数预测值 z^* 达到或超过规定的限制参数边界时,就认为预测到限制参数即将超出限制边界。

$$z_{lim} = \begin{cases} z_{lim}^{lower} & z^* \leq z_{lim}^{lower} \\ z_{lim}^{upper} & z^* \geq z_{lim}^{upper} \end{cases} \quad (13)$$

根据临界时间 Δt_c 的定义,当预测到限制参数将会超过限制边界时,虚拟圆形障碍的圆心就在限制边界上(如图 6 所示)。在当前情况下,如果没有修正控制输入,限制参数响应将超出限制边界。为了避免与虚拟圆形障碍相撞,安全轨迹的方向选择为沿着圆的切线方向。根据这种方法,限制参数响应在任何瞬时状态下都将离开限制边界^[5]。

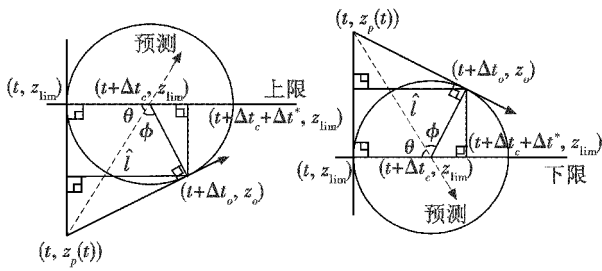


图6 安全轨迹原理图

Fig. 6 Schematic diagram of security trajectory

假设切点的坐标为 $(t + \Delta t_o, z_o)$, 则未知变量 Δt_o , z_o 可以由 θ, \hat{l}, ϕ 确定 (见图6)。根据欧几里德几何原理和三角函数可得

$$\theta = \arctan \frac{\|z - z_{lim}\|}{\Delta t_c} \quad (14)$$

$$\phi = \arccos \frac{\Delta t_c}{\hat{l}} \quad (15)$$

式中, \hat{l} 表示当前估计限制参数响应到圆心的距离, 可计算为

$$\hat{l}(t) = \sqrt{(z_{lim} - z(t))^2 + \Delta t_c^2} \quad (16)$$

图6中的变量 Δt^* 的取值与限制裕度有关, 即

$$\Delta t^* = \begin{cases} \Delta t_c \cos(\pi - \theta - \phi) & \|z(t) - z_{lim}\| \geq \Delta t_c \\ \Delta t_c \cos(\theta + \phi) & \|z(t) - z_{lim}\| < \Delta t_c \end{cases} \quad (17)$$

并且

$$(z_o - z_{lim})^2 + \Delta t_o^{*2} = \Delta t_c^2 \quad (18)$$

因此

$$z_o = \begin{cases} z_{lim} + \sqrt{\Delta t_c^2 - \Delta t_o^{*2}} & z_{lim} = z_{lim}^{lower}(V, h) \\ z_{lim} - \sqrt{\Delta t_c^2 - \Delta t_o^{*2}} & z_{lim} = z_{lim}^{upper}(V, h) \end{cases} \quad (19)$$

$$\Delta t_o = \begin{cases} \Delta t_c + \Delta t^* & \|z(t) - z_{lim}\| \geq \Delta t_c \\ \Delta t_c - \Delta t^* & \|z(t) - z_{lim}\| < \Delta t_c \end{cases} \quad (20)$$

前面的方法只能用于限制参数响应在限制边界内的情况, 即 $z_{lim}^{lower}(V, h) \leq z(t) \leq z_{lim}^{upper}(V, h)$ 。然而, 当限制参数响应在限制边界以外时, 即 $z < z_{lim}^{lower}(V, h)$ 或 $z > z_{lim}^{upper}(V, h)$, 安全轨迹应能够使限制参数响应回到边界内。

综合考虑以上两种情况, 由于安全轨迹是连续的, 安全轨迹的时间导数 \dot{z}_s 存在, 即

$$\dot{z}_s = \begin{cases} \frac{z_o - z}{\Delta t_o} & |z| \leq |z_{lim}| \text{ 且 } |z - z_{lim}| > \varepsilon \\ 0 & |z| \leq |z_{lim}| \text{ 且 } |z - z_{lim}| \leq \varepsilon \\ c_1 & z < z_{lim}^{lower}(V, h) \\ c_2 & z > z_{lim}^{upper}(V, h) \end{cases} \quad (21)$$

式中, c_1 和 c_2 是设计常数, 用于使限制参数响应在边

界外时能够回到边界内, $c_1 > 0, c_2 < 0$ 。

此外, 当限制参数响应在边界内非常接近限制边界时 (ε 邻域, ε 为正常数), 安全轨迹的时间导数趋于零。

对于边界保护模块未启动的情况, 即 $\|z^*\| < \|z_{lim}\|$, 运动轨迹保持不变, 安全轨迹的时间导数 \dot{z}_s 等于运动轨迹的时间导数 \dot{z} 。

最终, 安全响应变量 z_s 可以计算为

$$z_s(t) = z(t - \Delta t_s) + \dot{z}(t - \Delta t_s) \Delta t_s \quad (22)$$

式中, Δt_s 为仿真步长。根据式(21)和式(22), 可得安全轨迹变量 z_s 。可以注意到, 当 $\|z^*\| < \|z_{lim}\|$ 时, 安全轨迹就是限制参数响应本身, 得到安全轨迹后, z_s 就作为动态矩阵控制的参考信号对飞机进行控制。

2.2 多步动态矩阵控制设计原理

动态矩阵控制采用对象阶跃响应作为模型, 当在系统的输入端加上一个单位阶跃后, 在固定采样间隔内可以采样得到一系列采样值 z_1, z_2, \dots, z_n , 这些采样值构成动态系数矩阵 $A = (z_1 \ z_2 \ \dots \ z_n)$, 见图7。

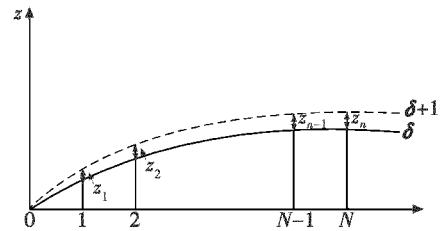


图7 线性系统的动态矩阵生成

Fig. 7 Dynamic matrix of linear system

而对于飞机系统, 当飞机处于平衡状态时, 状态量慢变的情况下, 模型可以近似为线性系统。在平衡点 (z_i, δ_{ci}) 处, 关于受限参数 z 的非线性方程可以简化成 $\dot{z} = f(z, \delta_c)$ 的形式, δ_c 是控制量。动态矩阵 A 要随着不同的平衡状态实时更新。如图8所示, 不同平衡点对应着不同的动态矩阵 A_1, A_2, \dots, A_N 。在平衡点处加一个单位阶跃响应, 在固定采样时间 $t = T, 2T, 3T, \dots, NT$ 可以得到一系列采样值, 用 $\bar{A}_i = (\bar{z}_{i1} \ \bar{z}_{i2} \ \dots \ \bar{z}_{iN})^T$ 表示。用当前采样值减去对应状态初值 z_i , 即得到非线性模型在平衡点 h_i 处的动态系数矩阵 A_i

$$A_i = \begin{pmatrix} \bar{z}_{i1} - z_i & \bar{z}_{i2} - z_i & \dots & \bar{z}_{iN} - z_i \\ z_{i1} & z_{i2} & \dots & z_{iN} \end{pmatrix}^T \quad (23)$$

在下一时刻, 求取平衡点, 重复上述做法, 实现动态矩阵的更新。

预测控制的输出由两部分组成: 第一项为待求的未知控制增量; 第二项为过去控制量产生的系统已知输出初值。假设在 k 时刻取到平衡点, 则 $k+1$ 时刻的输出值 $z_m(k+1)$ 就由 k 时刻之前的控制输出以及 k 时刻之后的控制输出组成。若 k 时刻之后的控制增量 $\Delta \delta_c(k)$ 保持不变, 则控制输出可以由动态系数以及 k

时刻之后的控制输入相乘得到,即 $A_k \cdot \Delta\delta_c(k)$ 。控制时域 $M=1$,即只计算当前时刻的控制增量 $\Delta\delta_c(k)$ 一步, $k+1$ 及之后时刻的控制增量重新计算。系统预测长度为 P ,且 $M \leq P \leq N$ 。

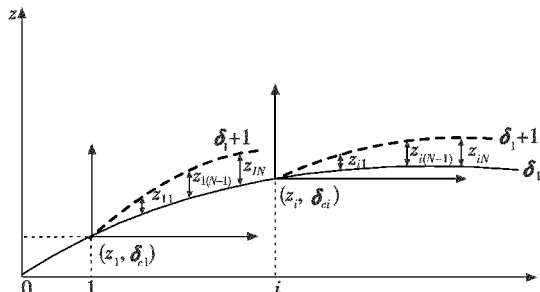


图 8 非线性系统的动态矩阵生成

Fig. 8 Dynamic matrix of nonlinear system

预测模型输出写成矢量/矩阵形式有

$$Z_m(k+1) = Z_0(k+1) + A_k \Delta\delta_c(k) \quad (24)$$

式中:预测模型输出为 $Z_m(k+1) = (z_m(k+1|k) \ z_m(k+2|k) \ \dots \ z_m(k+P|k))^T$;动态矩阵为: $A_k = (z_{k1} \ z_{k2} \ \dots \ z_{kp})^T$ 。模型输出初值: $Z_0(k+1) = (z_0(k+1|k) \ z_0(k+2|k) \ \dots \ z_0(k+P|k))^T$;模型输出初值 $Z_0(k+1)$ 是由 k 时刻以前加在系统输入端的控制增量产生的。假定从 $(k-N)$ 到 $(k-1)$ 时刻控制增量分别为 $\Delta\delta_c(k-N) \ \Delta\delta_c(k-N+1) \ \dots \ \Delta\delta_c(k-1)$,而在 $(k-N-1)$ 时刻假定 $\Delta\delta_c(k-N-1) = \Delta\delta_c(k-N-2) = 0$,则对于 $z_0(k+1|k), z_0(k+2|k), \dots, z_0(k+P|k)$ 来说,有如下关系式

$$\begin{aligned} z_0(k+1|k) &= z_{kN} \Delta\delta_c(k-N) + z_{kN} \Delta\delta_c(k-N+1) + \\ & z_{k(N-1)} \Delta\delta_c(k-N+2) + \dots + z_{k3} \Delta\delta_c(k-2) + \\ & z_{k2} \Delta\delta_c(k-1), z_0(k+2|k) = z_{kN} \Delta\delta_c(k-N) + \\ & z_{kN} \Delta\delta_c(k-N+1) + z_{kN} \Delta\delta_c(k-N+2) + \dots + \\ & z_{k4} \Delta\delta_c(k-2) + z_{k3} \Delta\delta_c(k-1), \dots, z_0(k+P|k) = \\ & z_{kN} \Delta\delta_c(k-N) + z_{kN} \Delta\delta_c(k-N+1) + \dots + \\ & z_{kN} \Delta\delta_c(k-N+P) + \dots + z_{k(P+2)} \Delta\delta_c(k-2) + \\ & z_{k(P+1)} \Delta\delta_c(k-1)。 \end{aligned} \quad (25)$$

将上式写成矢量/矩阵形式有

$$\begin{aligned} Z_0(k+1) &= \\ & \begin{pmatrix} z_{kN} & z_{kN} & z_{k(N-1)} & z_{k(N-2)} & \dots & z_{k3} & z_{k2} \\ z_{kN} & z_{kN} & z_{kN} & z_{k(N-1)} & \dots & z_{k4} & z_{k3} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots \\ z_{kN} & z_{kN} & z_{kN} & z_{kN} & \dots & z_{k(N-1)} & \dots & z_{k(P+2)} & z_{k(P+1)} \end{pmatrix}_{P \times N} \times \\ & \begin{pmatrix} \Delta\delta_c(k-N) \\ \Delta\delta_c(k-N+1) \\ \vdots \\ \Delta\delta_c(k-1) \end{pmatrix}。 \end{aligned} \quad (26)$$

对上式做进一步变换,将控制增量化为全量形式,并注意到 $\Delta\delta_c(k-N-1) = 0$,则有

$$\begin{aligned} Z_0(k+1) &= \\ & \begin{pmatrix} z_{kN} - z_{k(N-1)} & z_{k(N-1)} - z_{k(N-2)} & \dots & z_{k3} - z_{k2} & z_{k2} \\ & z_{kN} - z_{k(N-1)} & \dots & z_{k4} - z_{k3} & z_{k2} \\ \mathbf{0} & & & \vdots & \vdots \\ & & & z_{k(P+2)} - z_{k(P+1)} & z_{k(P+1)} \end{pmatrix}_{P \times (N-1)} \times \\ & (\delta_c(k-N+1) \ \delta_c(k-N+2) \ \dots \ \delta_c(k-1))^T = A_{k0} \delta_c(k-1) \quad (27) \end{aligned}$$

将式(27)代入式(24),即可求出用过去施加于系统的控制量表示初值的预测模型输出,即

$$Z_m(k+1) = A_k \Delta\delta_c(k) + A_{k0} \delta_c(k-1)。 \quad (28)$$

由于实际系统中存在非线性、时变、模型失配、干扰等因素的影响,基于不变模型的预测输出不可能与系统的实际输出完全一致,而滚动实施优化要求模型输出与系统实际输出保持一致,为此,在预测控制算法中,采用检测实际输出与模型输出之间的误差进行反馈校正来弥补这个缺陷。由此可得,系统的输出预测值写为

$$\begin{aligned} Z_p(k+1) &= Z_m(k+1) + g[z(k) - z_m(k)] = \\ & A_k \Delta\delta_c(k) + A_{k0} \delta_c(k-1) + g e(k) \quad (29) \end{aligned}$$

式中: $e(k) = z_p(k) - z_m(k)$, $e(k)$ 为实际输出误差; $g = (g_1 \ g_2 \ \dots \ g_p)^T = (1 \ 1 \ \dots \ 1)^T$; $Z_p(k+1) = (z_p(k+1|k) \ z_p(k+2|k) \ \dots \ z_p(k+P|k))^T$ 。

预测控制不是采用一个对全局相同的优化性能指标,而是在每个时刻有一个相对于该时刻的优化性能指标。因此,在预测控制中,优化不是一次离线进行的,而是反复在线进行的,对于参考轨迹为边界值指令生成模块生成的信号: $Z_s(k+1) = (z_s(k+1) \ z_s(k+2) \ \dots \ z_s(k+P))^T$,性能指标为

$$\begin{aligned} J_p &= [Z_p(k+1) - Z_s(k+1)]^T Q [Z_p(k+1) - \\ & Z_s(k+1)] + \Delta\delta_c^T(k) \lambda \Delta\delta_c(k) \quad (30) \end{aligned}$$

令 $\partial J_p / \partial \Delta\delta_c(k) = 0$,整理化简后有

$$\Delta\delta_c(k) = d_1^T (Z_s(k+1) - A_{k0} \delta_c(k-1) - g e(k)) \quad (31)$$

式中: $d_1^T = (A^T Q A + \lambda)^{-1} A^T Q$ 的第 1 行, Q 为误差权矩阵; λ 为控制权矩阵,两者都为对角矩阵,本文中均取单位阵。

下一时刻的理想控制量 $\delta_c(k+1) = \delta_c(k) + \Delta\delta_c(k)$ 。得到的控制信号通过启动模块判断,决定是否要输入给系统,完成边界保护控制任务。

3 仿真实验

为了保持飞机的平稳飞行,飞行控制器采用动态逆的方法对飞机进行稳定控制,如图 9 所示。以迎角为例, α_c 表示指令信号, α_p 表示动态逆控制的实际迎角响应,边界 α_{lim} 设置为 20° 。从图中可以看出,当飞机在安全范围内做拉升时,动态逆控制器有较好的控制效果。

当飞机接近限制边界时,就要开启边界保护模块,

运用动态矩阵控制保证飞机安全飞行。以迎角为例,测试动态矩阵控制对飞机的控制效果。 α_c 表示指令信号, α_p 表示动态矩阵控制的实际迎角响应,当边界 α_{lim} 设置为 20° 时,对于 DMC 的设置如下:采样时间 $T_s = 0.2$ s,预测步数 $N = 40$,预测时域 $P = 20$,控制时域 $M = 1$,如图 10 所示,可以看出在边界附近 DMC 控制器有较好的控制效果。

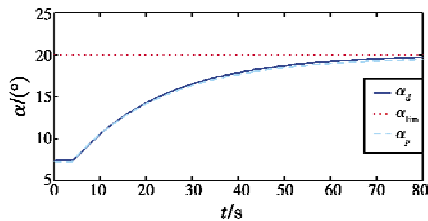


图 9 动态逆控制

Fig. 9 Dynamic inversion control

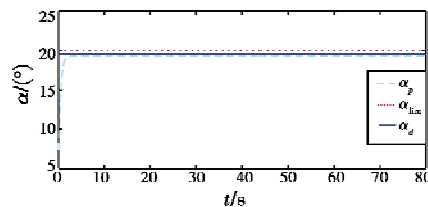


图 10 非线性系统的动态矩阵控制

Fig. 10 Dynamic matrix control of the aircraft

验证边界保护控制模块对于保证飞机在边界内安全飞行的有效性。由几何法生成边界保护信号作为 DMC 的参考信号。几何法的参数设置如下:采样时间 $t = 0.8$ s,边界 α_{lim} 设置为 20° ,预测域为 2 s, $c_1 = 5$, $c_2 = -5$, $\varepsilon = 0.001$ 。对于 DMC 的设置如下:采样时间 $T_s = 0.2$ s,预测步数 $N = 40$,预测时域 $P = 20$,控制时域 $M = 1$,控制效果如图 11 所示,给飞机控制信号 α_c ,边界保护模块生成不越界的安全信号 α_s ,飞机在 DMC 的控制下按照安全边界飞行,迎角实际响应信号为 α_p ,控制方法有效。

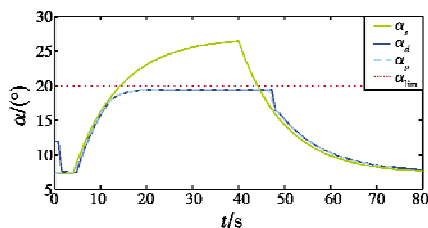


图 11 边界保护系统控制

Fig. 11 Envelope protection control

4 结论

本文针对新一代歼击机的机动飞行,设计了基于在线调节的动态矩阵控制的飞行控制器设计方案,安全轨迹生成方法用于生成受限参数不超过临界值的安全轨迹,在线调节的动态矩阵控制的输出作为补偿信号,使

飞机稳定飞行在安全边界内。将所设计的飞行控制系统用于机动飞行仿真,仿真结果表明该飞控系统有效。

参考文献

- [1] 于媛媛,吴庆宪,姜长生. 基于幂次趋近律的单项辅助面滑模控制[J]. 电光与控制,2014,21(4):29-33. (YU Y Y, WU Q X, JIANG C S. Sliding mode control with unidirectional auxiliary surfaces based on power reaching law [J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21(4): 29-33.)
- [2] U. S. Department of Transportation Federal Aviation Administration. Simulation and flight test assessment of safety benefits and certification aspects of advanced flight control systems [R]. Springfield: U. S. Public Through the National Technical Information Service (NTIS), 2003.
- [3] HORN J F, CALISE A J, PRASAD J V R. Flight envelope limit detection and avoidance for rotorcraft [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 47(4): 253-262.
- [4] 叶辉,陈谋,吴庆宪. 基于多滑模调节器切换的机动飞行边界保护控制[J]. 航空学报,2014,35(12):3358-3370. (YE H, CHEN M, WU Q X. Envelope protection control for maneuver flight based on multi-regular sliding mode control switch approach [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(12): 3358-3370.)
- [5] PRASAD J V R, YAVRUCUK I, UNNIKRISSHANN S. Adaptive limit prediction and avoidance for rotorcraft [C]//Proceedings of the 28th European Rotorcraft Forum, Royal Aeronautical Society, London, 2002:881-887.
- [6] STEINBERG M L. A comparison of intelligent, adaptive, and nonlinear flight control laws [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Portland, 1999: 9-11.
- [7] MALINOWSKI A, ZURADA J M, LILLY J H. Inverse control of nonlinear system using neural network observer and inverse mapping approach [C]//IEEE International Conference on Neural Networks, 1995:2513-2518.
- [8] 于媛媛. 先进歼击机超机动危险状态边界判定与保护控制[D]. 南京:京航空航天大学,2014. (YU Y Y. Predicting and protecting control of the dangerous state boundary for super maneuver flight motion of advance fighters [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.)
- [9] 章卫国. 现代飞行控制系统设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,2009. (ZHANG W G. Modern flight control system [M]. Xi'an: Northwest Polytechnical University Press, 2009.)
- [10] 岳雅. 非线性预测控制研究及其仿真[D]. 西安:西安科技大学,2008. (YUE Y. Research on nonlinear predictive control and its simulation [D]. Xi'an: Xi'an University of Science and Technology, 2008.)