

飞行器切换多胞系统执行机构失效自适应补偿控制

后德龙^a, 王青^a, 董朝阳^b

(北京航空航天大学 a. 自动化科学与电气工程学院, b. 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 针对建模为切换多胞模型的飞行器动力学系统执行机构失效情况下的控制问题, 提出一种自适应补偿控制方案. 首先针对存在不确定的飞行器大包线切换多胞系统设计一种自适应增益调度控制器, 以保证全包线稳定飞行; 然后, 针对存在执行机构失效、且失效值和失效模式未知的情形, 设计一种自适应容错控制律, 并结合公共 Lyapunov 函数和平均驻留时间方法证明了闭环系统的稳定性. 该方案解决了飞行器切换多胞系统容错控制器设计问题. 仿真结果验证了所提出方案的良好性能.

关键词: 切换多胞系统; 自适应失效补偿; 容错控制; 平均驻留时间; 高超声速飞行器

中图分类号: TP249

文献标志码: A

Adaptive actuator failure compensate control for switched polytopic system of flight vehicles

HOU De-long^a, WANG Qing^a, DONG Chao-yang^b

(a. School of Automation Science and Electrical Engineering, b. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China. Correspondent: HOU De-long, E-mail: dlh8855@163.com)

Abstract: An adaptive compensate control scheme is proposed for the flight dynamic system in the presence of actuator failure, where the system is modeled in switched polytopic style. Firstly, an adaptive gain-scheduled controller is designed for the uncertain switched polytopic system of flight vehicles with the large envelope, which guarantees the stability in the whole envelope. Then, aiming at the problem of actuator failure with its unknown value and mode, an adaptive fault-tolerant controller is constructed, and a kind of method combining the common Lyapunov function and average dwell time is proposed to validate the stability of closed-loop system. The scheme proposed solves the fault-tolerant controller design problem for the flight vehicles switched polytopic system. The simulation results show the good performance of proposed method.

Key words: switched polytopic system; adaptive failure compensation; fault-tolerant control; average dwell time; hypersonic vehicle

0 引言

近年来, 飞行器飞行包线不断扩大, 动力学模型参数在包线内呈现出大范围快速变化的特点. 针对具有该特征的飞行控制系统综合与分析问题, 国内外学者研究了线性变参数(LPV)方法^[1-3]、切换系统方法^[4-6]、基于增益调度的切换多胞系统方法^[7-8]以及基于非线性动力学模型的设计方法^[9-10]. LPV方法与基于增益调度的切换多胞系统方法在建模方法上类似, 但是后者通过设计点处控制器的插值实现整个包线内控制器的综合, 既继承了传统增益调度方法的设计经验, 又能获得全包线的稳定性证明, 并且避免了LPV方法的可解性问题. 切换系统方法易引起切换点

处状态的跳变, 因此对飞行器的飞行性能不利. 针对飞行器非线性动力学模型直接进行控制器设计的方法包括反馈线性化和动态逆等. 反馈线性化方法依赖于精确的系统模型, 系统模型的不确定性会造成系统性能的显著下降; 动态逆方法由于需要消除系统的非线性特性, 其控制量较大. 综上所述, 基于增益调度的切换多胞系统方法既通过切换多胞系统描述了飞行器飞行包线动力学变化的特点, 又易于控制器综合, 适用于飞行器控制系统的设计.

飞行器结构的复杂性和飞行环境的恶劣性也对控制系统本身的安全性和可靠性提出了要求, 上述各类控制方法虽然解决了系统变化和存在不确定性

收稿日期: 2013-08-21; 修回日期: 2014-03-06.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61273083, 61374012).

作者简介: 后德龙(1988—), 男, 博士生, 从事飞行器切换控制的研究; 王青(1968—), 女, 教授, 博士生导师, 从事飞行器控制、故障诊断等研究.

下的控制问题,但是设计过程中没有考虑到可能存在的系统故障,例如执行机构失效等问题.作为一种改进系统安全性和可靠性的有效手段,故障诊断和容错控制得到了广泛的研究^[11-14]并取得了丰硕的成果,但是考虑飞行器大包线特性的故障诊断和容错控制结果仍然很少.文献[13]给出了一种针对非线性飞行器模型的执行机构失效补偿控制方法,该方法能够保证在发生执行机构失效情况下闭环系统的状态有界性和渐近输出跟踪性能;文献[14]提出了一种保证传输性能的不确定非线性系统执行机构失效补偿控制方法.这两种方法均需要飞行器相关变量的复杂微分信号,而在实际飞行器上这些信号较难得到,从而限制了这两种方法的实际应用.已有的容错控制方案^[13-14]表明,在飞行器发生失效时可以通过冗余的健康执行机构实现对失效的执行机构进行补偿,从而实现闭环系统的稳定性和性能.

本文提出一种飞行器切换多胞系统执行机构失效自适应补偿控制方案,将飞行器全包线动力学模型建模为切换多胞的形式,针对该切换多胞系统进行容错控制器综合.本文考虑了飞行包线内飞行动力学的变化、不确定性、执行机构失效3个方面的因素,在控制器设计上综合了增益调度方法和自适应调参方法,在稳定性证明上结合了公共Lyapunov函数方法和驻留时间方法,适用于实际的飞行器控制系统.

1 飞行器切换多胞系统模型

本文采用文献[7]给出的基于局部重叠的切换系统(LOSS)设计框架进行设计,选择高度和马赫数作为调度变量,将整个飞行包线划分成多个相互重叠的多胞子系统,选择设计点,建立飞行器切换多胞系统如下:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) = & F_{\sigma(t)}(t)x(t) + G_{\sigma(t)}(t)(u(t) + \theta^T \xi(x(t))) + B^m r(t), \\ F_j(t) = & \left\{ \sum_{i \in \Omega_j} \alpha_i(t) A_i \mid \alpha_i(t) \geq 0, \sum_{i \in \Omega_j} \alpha_i(t) = 1 \right\}, \\ G_j(t) = & \left\{ \sum_{i \in \Omega_j} \alpha_i(t) B_i \mid \alpha_i(t) \geq 0, \sum_{i \in \Omega_j} \alpha_i(t) = 1 \right\}, \\ & j \in S, \sigma(t) \rightarrow S. \end{aligned} \quad (1)$$

其中: $r(t)$ 为指令参考信号; $\sigma(t)$ 为切换律, $\sigma(t)$ 的取值由调度变量决定; $S = \{1, 2, \dots, k\}$ 为切换律的索引集; k 为飞行包线内多胞子系统的个数; Ω_j 为每一个多胞子系统包含的设计点的索引集; A_i 、 B_i 为切换多胞系统顶点的状态矩阵与输入矩阵; $\theta^T \xi(x(t))$ 为参数化的不确定项.为了实现对参考信号的跟踪,系统状态中增加了跟踪误差积分信号, B^m 为参考信号输入矩阵.

本文的目标是针对式(1)描述的存在不确定性和执行机构失效的飞行器切换多胞系统模型构建控制器,实现对给定指令的有界稳定跟踪.

2 控制器设计

本文提出的设计方案由两步完成:首先,针对不存在执行机构失效下的飞行器切换多胞系统设计控制律,保证飞行器全包线稳定跟踪参考信号;然后,针对执行机构失效设计自适应补偿律,保证闭环系统在失效情况下的稳定性.整个控制系统的控制结构如图1所示.

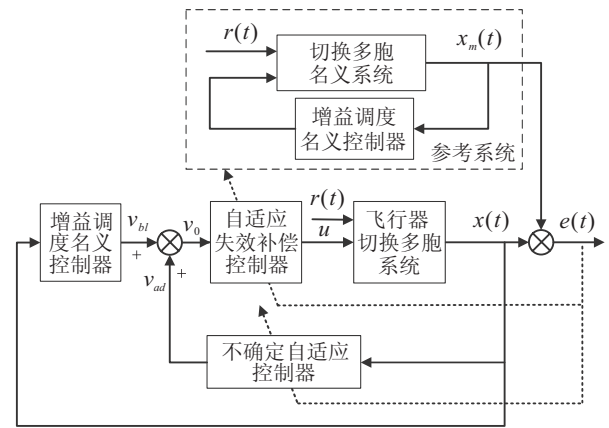


图1 控制结构

图1中,首先由自适应增益调度控制器获得无失效情形下的理想控制指令 v_0 ,然后经过自适应失效补偿控制器获得实际控制输入 u .下面将按步骤给出各个控制器的设计方法,并进行稳定性分析.

2.1 无失效情形下的大包线自适应增益调度控制器设计

无失效情形下的理想控制器是由名义控制器 v_{bl} 和自适应控制器 v_{ad} 相加得到,即

$$v_0 = v_{bl} + v_{ad}. \quad (2)$$

名义控制器设计为

$$\begin{cases} v_{bl} = -K_{\sigma}^T(t)x(t), \\ K_j^T(t) = G_j^+(t) \left(\sum_{i \in \Omega_j} \alpha_i(t) B_i K_i^T \right), j \in S. \end{cases} \quad (3)$$

其中: $G_j^+(t)$ 为 $G_j(t)$ 的 Moore-Penrose 逆; K_i 为每个设计点处的增益矩阵,通过 K_i 的选取可保证每个设计点处 $A_i - B_i K_i$ 为 Hurwitz 矩阵.

以加入名义控制的不考虑系统不确定性和失效的闭环系统作为参考系统推导自适应控制律.将式(1)中输入 u 用 v_{bl} 代替,不考虑不确定和失效,得到

$$\dot{x}(t) = (F_{\sigma(t)}(t) - G_{\sigma(t)}(t)K_{\sigma(t)}^T(t))x(t) + B^m r. \quad (4)$$

基于式(4),考虑如下的切换参考系统:

$$\dot{x}^m(t) = A_{\sigma(t)}^m(t)x^m(t) + B^m r, \sigma(t) \in S. \quad (5)$$

其中: $A_j^m(t) = F_j(t) - G_j(t)K_j^T(t)$, $j \in S$.

基于文献[7]的分析, 不存在不确定及执行机构失效的切换多胞名义系统在控制律(3)下能实现对输入信号的渐近跟踪, 因此, 通过跟踪该参考系统可以获得需要的闭环系统性能.

为了处理不确定项, 取 $v_{ad} = -\hat{\theta}^T \xi(x)$, 其中 $\hat{\theta}$ 为对不确定参数 θ 的估计. 取 $u = v_0$ 并代入式(1), 得到

$$\dot{x}(t) = A_{\sigma(t)}^m(t)x(t) + B^m r - G_{\sigma(t)}(t)(\hat{\theta}^T \xi(x)),$$

其中 $\tilde{\theta} = \hat{\theta} - \theta$ 为估计误差矩阵. $\hat{\theta}$ 的自适应更新律设计为

$$\dot{\hat{\theta}} = \Gamma_{\theta} \xi(x(t)) e^T P_{\sigma(t)} G_{\sigma(t)}(t) + \frac{1}{2} \beta_{\theta} \hat{\theta}. \quad (6)$$

其中: $\Gamma_{\theta} = \Gamma_{\theta}^T > 0$ 为自适应律增益, P_j ($j \in S$) 为满足稳定性证明中给出的正定对称矩阵(式(17)), $e = x - x^m$ 为实际系统状态与参考系统状态的误差, $\beta_{\theta} > 0$ 为值较小的增益常数.

2.2 失效情形下的自适应补偿控制器设计

设飞行器的控制输入 u 由两个执行机构提供, 其值分别为 u_1 和 u_2 , 这三者之间的关系为 $u = c_1 u_1 + c_2 u_2$, 其中 c_1 、 c_2 为未知的控制分配系数. 在可能存在执行机构失效情况下, 第 m 个执行机构的输出值为^[14]

$$u_m = v_m + \varsigma_m [\bar{u}_m - v_m], \quad m = 1, 2. \quad (7)$$

其中: v_m 为第 m 个执行机构的理想输出值, 即该执行机构的指令值; ς_m 表征了失效模式, 当第 m 个执行机构失效时 $\varsigma_m = 1$, 否则 $\varsigma_m = 0$; \bar{u}_m 为常数, 可以表示卡死等失效情况下执行机构的输出. 本文作以下假设.

假设 1 执行机构失效模式 ς_m 和失效值 \bar{u}_m 未知.

假设 2 控制分配系数 c_1 、 c_2 符号已知.

在考虑失效情形下, 执行机构指令值设计为

$$v_m = k_{1m} v_0 + k_{2m}, \quad m = 1, 2. \quad (8)$$

其中: k_{1m} 、 k_{2m} 为常数, 在执行机构失效模式 ς_m 和失效值 \bar{u}_m 已知的情况下存在如下匹配条件:

$$\begin{cases} [k_{11}, k_{21}](I - \varsigma)c = 1, \\ [k_{12}, k_{22}](I - \varsigma)c = -\varsigma \bar{u}. \end{cases} \quad (9)$$

即存在一组 k_{1m} 、 k_{2m} ($m = 1, 2$) 能实现对故障的完全补偿. 其中: $c = [c_1, c_2]^T$, $\bar{u} = [\bar{u}_1, \bar{u}_2]^T$, $\varsigma = \text{diag}(\varsigma_1, \varsigma_2)$. 在失效模式和失效值未知的情况下, 采用自适应方法实现对 k_{1m} 、 k_{2m} 的估计, 在此情况下, 执行机构指令值为

$$v_m = \hat{k}_{1m} v_0 + \hat{k}_{2m}. \quad (10)$$

将式(10)代入(7)中, 得到实际控制输入为

$$\begin{aligned} u &= \sum_{m=1}^2 c_m u_m = \\ &= \sum_{m=1}^2 c_m [(1 - \varsigma_m)(\hat{k}_{m1} v_0 + \hat{k}_{m2}) + \varsigma_m \bar{u}_m] = \\ &= \sum_{m=1}^2 c_m (1 - \varsigma_m) \hat{k}_{m1} v_0 + c_m (1 - \varsigma_m) \hat{k}_{m2} + c_m \varsigma_m \bar{u}_m. \end{aligned} \quad (11)$$

定义 $\tilde{k}_{m1} = \hat{k}_{m1} - k_{m1}$, $\tilde{k}_{m2} = \hat{k}_{m2} - k_{m2}$, 则式(11)可以表示为

$$\begin{aligned} u &= \sum_{m=1}^2 [c_m (1 - \varsigma_m) k_{m1} v_0 + c_m (1 - \varsigma_m) \tilde{k}_{m1} v_0 + \\ &= c_m (1 - \varsigma_m) k_{m2} + c_m (1 - \varsigma_m) \tilde{k}_{m2} + c_m \varsigma_m \bar{u}_m]. \end{aligned} \quad (12)$$

将匹配条件(9)代入(12), 可得

$$u = v_0 + \sum_{m=1}^2 c_m (1 - \varsigma_m) \tilde{k}_{m1} v_0 + c_m (1 - \varsigma_m) \tilde{k}_{m2}. \quad (13)$$

将式(13)代入(1), 得到考虑执行机构失效下的闭环系统方程为

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \\ &= F_{\sigma(t)}(t)x(t) + G_{\sigma(t)}(t) \left[-K_{\sigma}^T(t)x(t) - \right. \\ &= \hat{\theta}^T \xi(x) + \sum_{m=1}^2 c_j (1 - \varsigma_m) (\tilde{k}_{m1} v_0 + \tilde{k}_{m2}) + \\ &= \theta^T \xi(x(t)) \left. \right] + B^m r(t) = \\ &= A_{\sigma(t)}^m(t)x(t) - G_{\sigma(t)}(t) \tilde{\theta}^T \xi(x(t)) + B^m r(t) \times \\ &= G_{\sigma(t)}(t) \sum_{m=1}^2 c_m (1 - \varsigma_m) (\tilde{k}_{m1} v_0 + \tilde{k}_{m2}) = \\ &= A_{\sigma(t)}^m(t)x(t) - G_{\sigma(t)}(t) \tilde{\theta}^T \xi(x(t)) + \\ &= G_{\sigma(t)}(t) \sum_{m \neq m_p}^2 c_m (\tilde{k}_{m1} v_0 + \tilde{k}_{m2}) + B^m r(t), \end{aligned} \quad (14)$$

其中 m_p 表示失效的执行机构编号. 从而可以得到误差 e 的动态方程为

$$\begin{aligned} \dot{e}(t) &= A_{\sigma(t)}^m(t)e(t) - G_{\sigma(t)}(t) \tilde{\theta}^T \xi(x(t)) + \\ &= G_{\sigma(t)}(t) \sum_{m \neq m_p}^2 c_m (\tilde{k}_{m1} v_0 + \tilde{k}_{m2}). \end{aligned} \quad (15)$$

选择待估参数 k_{m1} 、 k_{m2} 的自适应更新律为

$$\begin{aligned} \dot{\hat{k}}_{m1} &= \\ \Gamma_{m1} &\left(-\text{sign}(c_m) e^T P_{\sigma(t)} G_{\sigma(t)}(t) v_0 - \frac{1}{2} \beta_{m1} \hat{k}_{m1} \right), \\ \dot{\hat{k}}_{m2} &= \end{aligned}$$

$$\Gamma_{m2} \left(-\text{sign}(c_m) e^T P_{\sigma(t)} G_{\sigma(t)}(t) - \frac{1}{2} \beta_{m2} \hat{k}_{m2} \right). \quad (16)$$

其中: Γ_{m1} 、 Γ_{m2} 、 β_{m1} 及 β_{m2} 为自适应律增益.

2.3 稳定性分析

本节将给出闭环系统的稳定性证明.

定理 1 考虑存在执行机构失效下的飞行器切换多胞系统(1), 执行机构输出的实际控制值为(7), 执行机构指令值为(8), 自适应更新律为(6)和(16), 并存在以下条件:

1) 在每个切换多胞子系统中, 存在正定矩阵 P_j 、 Q_{ij} , $\forall j \in S$, $i \in \Omega_j$, 满足下式:

$$(A_i^m)^T P_j + P_j A_i^m = -Q_{ij}, \quad (17)$$

且存在正常数 $\mu \geq 1$, 使得

$$P_j \leq \mu P_l, \quad \forall j, l \in S. \quad (18)$$

2) 平均驻留时间^[15] τ_d 满足如下不等式:

$$\ln \mu < \kappa \tau_d. \quad (19)$$

其中

$$\kappa := \min \left[\inf_{i \in \Omega_j, j \in S} [\lambda_{\min}(P_j^{-1} Q_{ij})], \frac{\beta_{\theta}}{2\lambda_{\max}(\Gamma_{\theta}^{-1})}, \sum_{j \neq j_p} \frac{|c_j| \beta_{j1} \Gamma_{j1}}{2}, \sum_{j \neq j_p} \frac{|c_j| \beta_{j1} \Gamma_{j2}}{2} \right],$$

$$\mu = \sup_{j, l \in S} \left[\frac{\rho_{\max}(P_{in, j})}{\rho_{\min}(P_{in, l})} \right] + 1.$$

$\lambda_{\min}(\cdot)$ 和 $\lambda_{\max}(\cdot)$ 分别为矩阵的最小特征值和最大特征值, $\rho_{\min}(\cdot)$ 和 $\rho_{\max}(\cdot)$ 分别为矩阵的最小奇异值和最大奇异值.

在上述条件、控制律和自适应更新律下, 闭环切换多胞系统(1)一致最终有界(UUB), 闭环系统与参考系统的跟踪误差 e 收敛到原点的小邻域内, 并可通过调整参数保证该邻域的范围.

证明 该定理的证明分两步进行. 首先, 针对该飞行器切换多胞系统构建 Lyapunov 函数, 证明在每个多胞子系统中内部闭环系统局部稳定; 然后, 利用微分不等式理论证明在平均驻留时间满足式(19)的情况下, 飞行器切换多胞系统在满足条件2)的切换律下为 UUB 的.

Step 1 切换多胞子系统中内部稳定性证明. 考虑如下形式的 Lyapunov 函数:

$$V = V_{\sigma(t)} = e^T P_{\sigma(t)} e + \tilde{\theta}^T \Gamma_{\theta}^{-1} \tilde{\theta} + \sum_{m \neq m_p} |c_m| (\Gamma_{m1}^{-1} \tilde{k}_{m1}^2 + \Gamma_{m2}^{-1} \tilde{k}_{m2}^2), \quad \sigma(t) \in S. \quad (20)$$

由条件1)可知, 存在一个正定对称时变矩阵 $Q_{\sigma(t)}(t)$ 且满足

$$(A_{\sigma(t)}^m(t))^T P_{\sigma(t)} + P_{\sigma(t)} A_{\sigma(t)}^m(t) = -Q_{\sigma(t)}(t), \quad (21)$$

其中

$$Q_j(t) = \left\{ \sum_{i \in \Omega_j} \alpha_i Q_{ij} \mid \alpha_i(t) \geq 0, \sum_{i \in \Omega_j} \alpha_i(t) = 1 \right\}.$$

当第 j 个多胞子系统被激活时, 即 $\sigma(t) = j$, 对 Lyapunov 函数 V 沿着系统轨迹(15)求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} = \dot{V}_j = & (e^T P_j \dot{e} + \dot{e}^T P_j e) + 2(\tilde{\theta}^T \Gamma_{\theta}^{-1} \dot{\tilde{\theta}}) + \\ & \sum_{j \neq j_p} 2|c_j| (\Gamma_{j1}^{-1} \tilde{k}_{j1} \dot{\tilde{k}}_{j1} + \Gamma_{j2}^{-1} \tilde{k}_{j2} \dot{\tilde{k}}_{j2}). \end{aligned} \quad (22)$$

将系统误差动力学方程(15)代入(22), 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_j = & e^T (P_j A_j^m(t) + (A_j^m(t))^T P_j) e - 2e^T P_j G_j(t) \times \\ & \tilde{\theta}^T \xi(x(t)) + 2e^T P_j G_j(t) \sum_{j \neq j_p} c_j (\tilde{k}_{j1} v_0 + \tilde{k}_{j2}) + \\ & 2(\tilde{\theta}^T \Gamma_{\theta}^{-1} \dot{\tilde{\theta}}) + \\ & \sum_{j \neq j_p} 2|c_j| (\Gamma_{j1}^{-1} \tilde{k}_{j1} \dot{\tilde{k}}_{j1} + \Gamma_{j2}^{-1} \tilde{k}_{j2} \dot{\tilde{k}}_{j2}) = \\ & -e^T Q_j(t) e + \tilde{\theta}^T [2\Gamma_{\theta}^{-1} \dot{\tilde{\theta}} - 2\xi(x(t)) e^T P_j G_j(t)] + \\ & 2e^T P_j G_j(t) \sum_{j \neq j_p} c_j (\tilde{k}_{j1} v_0 + \tilde{k}_{j2}) + \sum_{j \neq j_p} 2|c_j| \times \\ & (\Gamma_{j1}^{-1} \tilde{k}_{j1} \dot{\tilde{k}}_{j1} + \Gamma_{j2}^{-1} \tilde{k}_{j2} \dot{\tilde{k}}_{j2}). \end{aligned} \quad (23)$$

对式(23)进行归纳整理, 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_j = & -e^T Q_j(t) e + \tilde{\theta}^T (2\Gamma_{\theta}^{-1} \dot{\tilde{\theta}} - 2\xi(x(t)) e^T P_j G_j(t)) + \\ & \sum_{j \neq j_p} (2e^T P_j G_j(t) c_j v_0 + 2|c_j| \Gamma_{j1}^{-1} \tilde{k}_{j1} \dot{\tilde{k}}_{j1} + \\ & \sum_{j \neq j_p} (2e^T P_j G_j(t) c_j + 2|c_j| \Gamma_{j2}^{-1} \tilde{k}_{j2} \dot{\tilde{k}}_{j2}). \end{aligned} \quad (24)$$

将未知参数自适应更新律(6)和(16)代入(24), 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_j = & -e^T Q_j(t) e(t) - \beta_{\theta} \tilde{\theta}^T \dot{\tilde{\theta}} - \sum_{j \neq j_p} |c_j| \beta_{j1} \hat{k}_{j1} \tilde{k}_{j1} - \\ & \sum_{j \neq j_p} |c_j| \beta_{j2} \hat{k}_{j2} \tilde{k}_{j2}. \end{aligned} \quad (25)$$

根据完全平方准则, 存在以下不等式关系:

$$-\tilde{\theta}^T \dot{\tilde{\theta}} \leq -\frac{\|\tilde{\theta}\|^2}{2} + \frac{\|\dot{\tilde{\theta}}\|^2}{2}, \quad (26)$$

$$-\tilde{k}_{j1} \hat{k}_{j1} \leq -\frac{\tilde{k}_{j1}^2}{2} + \frac{k_{j1}^2}{2}, \quad (27)$$

$$-\tilde{k}_{j2} \hat{k}_{j2} \leq -\frac{\tilde{k}_{j2}^2}{2} + \frac{k_{j2}^2}{2}. \quad (28)$$

考虑式(26)~(28), 则(25)可写为

$$\dot{V}_j \leq -e^T Q_j(t) e(t) + \beta_{\theta} \left(-\frac{\|\tilde{\theta}\|^2}{2} + \frac{\|\dot{\tilde{\theta}}\|^2}{2} \right) +$$

$$\begin{aligned}
 & \sum_{j \neq j_p} |c_j| \beta_{j1} \left(-\frac{\tilde{k}_{j1}^2}{2} + \frac{k_{j1}^2}{2} \right) + \\
 & \sum_{j \neq j_p} |c_j| \beta_{j2} \left(-\frac{\tilde{k}_{j2}^2}{2} + \frac{k_{j2}^2}{2} \right) = \\
 & -e^T Q_j(t) e(t) - \frac{\beta_\theta \|\tilde{\theta}\|^2}{2} - \sum_{j \neq j_p} \frac{|c_j| \beta_{j1} \tilde{k}_{j1}^2}{2} - \\
 & \sum_{j \neq j_p} \frac{|c_j| \beta_{j2} \tilde{k}_{j2}^2}{2} + \frac{\beta_\theta \|\theta\|^2}{2} + \sum_{j \neq j_p} \frac{|c_j| \beta_{j1} k_{j1}^2}{2} + \\
 & \sum_{j \neq j_p} \frac{|c_j| \beta_{j2} k_{j2}^2}{2} \leq \\
 & -\kappa V_j + M, \tag{29}
 \end{aligned}$$

其中

$$M := \frac{\beta_\theta \|\theta\|^2}{2} + \sum_{j \neq j_p} \frac{|c_j| \beta_{j1} k_{j1}^2}{2} + \sum_{j \neq j_p} \frac{|c_j| \beta_{j2} k_{j2}^2}{2}.$$

因 $\kappa > 0$, 且 M 为一个有界数, 故可以保证在切换多胞子系统内部跟踪误差 e 有界且稳定.

Step 2 这一步将证明在满足条件 2) 的情况下, 多胞子系统间任意切换仍能保证闭环系统有界且稳定.

考虑任意分段常值切换律 $\sigma, t_1 < \dots < t_j (j > 1)$ 为时间区间 $(0, t)$ 上切换时刻点. 由于 Step 1 中证明的多胞系统是任意的, 根据微分不等式理论, 存在如下不等式关系:

$$\begin{aligned}
 & V(t) \leq \\
 & V(t_j) e^{-\kappa(t-t_j)} + \int_{t_j}^t e^{-\kappa(t-\tau)} M d\tau \leq \\
 & \mu V(t_j^-) e^{-\kappa(t-t_j)} + \int_{t_j}^t e^{-\kappa(t-\tau)} M d\tau \leq \\
 & \mu \left[V(t_{j-1}) e^{-\kappa(t_j-t_{j-1})} + \int_{t_{j-1}}^{t_j} e^{-\kappa(t_j-\tau)} M d\tau \right] \times \\
 & e^{-\kappa(t-t_j)} + \int_{t_j}^t e^{-\kappa(t-\tau)} M d\tau \leq \\
 & \vdots \\
 & \mu^j e^{-\kappa t} V(0) + \mu^j \int_0^{t_1} e^{-\kappa(t-\tau)} M d\tau + \\
 & \mu^{j-1} \int_{t_1}^{t_2} e^{-\kappa(t-\tau)} M d\tau + \dots + \\
 & \mu^0 \int_{t_j}^t e^{-\kappa(t-\tau)} M d\tau = \\
 & \mu^{N_\sigma(0,t)} e^{-\kappa t} V(0) + \int_0^t \mu^{N_\sigma(\tau,t)} e^{-\kappa(t-\tau)} M d\tau = \\
 & e^{-\kappa t + N_\sigma(0,t) \ln \mu} V(0) + \int_0^t e^{-\kappa(t-\tau) + N_\sigma(\tau,t) \ln \mu} M d\tau. \tag{30}
 \end{aligned}$$

在上述推导中, 在切换点处使用了 $V_j \leq \mu V_i, \forall j, l \in S$ 的不等式关系. 式 (30) 中标量 e 为指数常数.

从式 (30) 可以看出, 当平均驻留时间 τ_d 满足 $\tau_d > (\ln \mu) / \kappa$ 时, 可以保证 $-\kappa t + N_\sigma(0, t) \ln \mu < 0, -\kappa(t$

$-\tau) + N_\sigma(\tau, t) \ln \mu < 0$, 式 (30) 右端第 2 项在 $[0, \infty)$ 上可积, 从而闭环系统稳定. 为了分析 Lyapunov 函数在 $t \rightarrow \infty$ 时的值, 选定一个 $\kappa' < \kappa$, 使得对于任意时间 $\tau, N_\sigma(0, \tau) < \tau / \tau_d^*, \tau_d^* = (\ln \mu) / \kappa'$, 则式 (30) 可以表示为

$$V(t) \leq e^{-\kappa t + \kappa' t} V(0) + \int_0^t e^{-\kappa(t-\tau) + \kappa'(t-\tau)} M d\tau. \tag{31}$$

当 $t \rightarrow \infty$ 时, 式 (31) 满足 $V(\infty) \leq M / (\kappa - \kappa')$, 可知闭环系统一致最终稳定, 且跟踪误差收敛到原点的邻域内, 并可通过参数选择保证该邻域的范围. \square

注 1 本文的 μ 值与文献 [7] 中的 μ 值不同, 是由 Lyapunov 函数中的自适应参数估计误差部分所导致的.

3 仿真实验

下面通过一类高超声速飞行器纵向短周期运动模型的仿真来验证所提出的飞行器切换多胞系统执行机构失效自适应补偿控制方案的有效性.

选择文献 [16] 中的高超声速飞行器纵向动力学模型作为研究对象. 选定 18 个设计点, 以迎角 α 和俯仰角速率 q 作为状态, 以方向舵 δ_e 作为输入进行线性化. 表 1 中列出了部分设计点的状态和配平值. 飞行器在飞行过程中高度和马赫数的变化曲线如图 2 所示.

表 1 部分设计点的状态

| 设计点 | 马赫数 | 高度/km | 配平攻角/(°) |
|-----|------|--------|----------|
| 1 | 14 | 25.908 | 0.8119 |
| 4 | 14 | 36.576 | 3.1595 |
| 7 | 14.5 | 33.528 | 1.9654 |
| 10 | 15 | 33.528 | 1.7890 |
| 13 | 15.5 | 33.528 | 1.6274 |
| 16 | 16 | 33.528 | 1.4790 |
| 18 | 16 | 39.624 | 3.1212 |

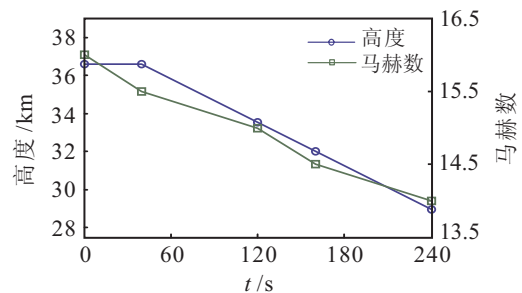


图 2 高度和马赫数变化曲线

在得到设计点处的线性模型后, 以马赫数 Ma 和高度 H 作为调度变量, 将整个飞行包线划分为 3 个区域, 分别采用以下设计点作为多胞系统的顶点:

$$\Omega_1 = \{1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8\},$$

$$\Omega_2 = \{5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14\},$$

$$\Omega_3 = \{12, 13, 14, 15, 16, 17, 18\}.$$

基于设计点处的增广模型,采用特征值配置方法计算状态反馈矩阵.在设计点 $i = \{1, 2, 5, 6, 9, 10, 12, 13, 15, 16\}$ 处,闭环极点选择为 $\{-3.0, -2.5 \pm 2.5i\}$;在设计点 $i = \{3, 4, 7, 8, 11, 14, 17, 18\}$ 处,选择闭环极点为 $\{-2.5, -2.0 \pm 2.0i\}$.根据定理1中条件,求解线性矩阵不等式

$$\begin{cases} (A_i^m)^T P_j + P_j A_i^m < 0, \\ P_j \leq \mu P_l, \forall j, l \in S, \end{cases} \quad (32)$$

从而得到多胞子系统的公共 P_j 阵.

系统的不确定性由两部分组成.一部分为与状态线性相关不确定,其在各个设计点处的值为

$$\Delta_{i1} = B_i K_{\text{pert}}^T x.$$

其中: $K_{\text{pert}}^T = (0, 2, 0.5)$, $i = 1, 2, \dots, 18$.另一部分为与状态非线性相关的不确定,其值为

$$\Delta_2(x) = \Delta(\alpha) = \frac{\pi}{180} e^{-(\alpha - \alpha^*)^2 / 2c^2}.$$

其中: α^* 为基函数中心,本文选择为配平状态 $\alpha^* = \alpha_{\text{trim}}(t)$; c 为带宽,选择为 $c = 1.335\pi/180$.在控制器设计时,选择

$$\xi(x(t)) = [x^T, \xi_1],$$

其中 ξ_1 为11个迎角依赖的基函数,其中心选择为 $\frac{\pi}{180}[-10 : 2 : 10]$.选择不确定参数 θ 的自适应更新律增益为 $\Gamma_\theta = 500I_{13}$, $\beta_\theta = 10^{-3}I_{13}$.

选择执行机构指令参数 k_{1m} 、 k_{2m} ($m = 1, 2$) 的估计增益分别为 $\Gamma_{11} = 5000$, $\Gamma_{12} = 100$, $\Gamma_{21} = 5000$, $\Gamma_{22} = 100$, $\beta_{11} = 10^{-3}$, $\beta_{12} = 10^{-2}$, $\beta_{21} = 10^{-3}$, $\beta_{22} = 10^{-2}$. k_{1m} 和 k_{2m} 的初值均选择为0.

飞行器的方向舵由左右两片构成,其输出分别为 u_1 和 u_2 .不失一般性,取 c_1 、 c_2 均为正数.假设 u_2 在25s发生卡死,失效值为 5° .在控制器设计时执行机构的失效时间、失效模式和失效值均是未知的.

图3给出了迎角的跟踪曲线.从参考指令信号和跟踪曲线的对比上看,在初始时刻跟踪曲线存在一定的误差和抖动,但该过程持续时间很短,闭环系统很快实现了对参考指令信号的精确跟踪.从图3放大的

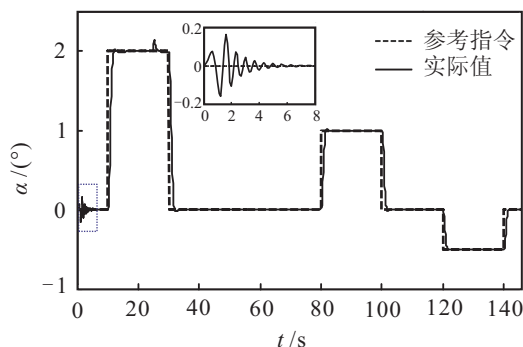


图3 迎角跟踪曲线

小图上可以看出,初始时刻的抖动幅值和频率在合理的范围内.初始时刻的抖动主要是由于待估参数在时间段内尚未收敛.从仿真结果可以看出,由于自适应律的作用,在发生执行机构卡死的25s内,跟踪曲线仅发生了较小幅度的抖动,跟踪误差很快收敛,从而验证了自适应补偿控制方法的有效性.

图4给出了俯仰角速率曲线,其值在合理的范围内.初始时刻也因待估参数尚未收敛而存在抖动,但幅值和频率均较小,在失效发生时刻产生了较大的值.

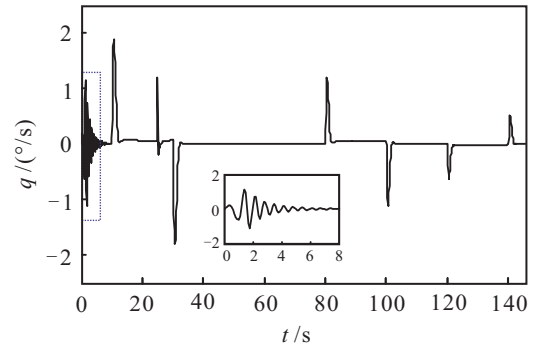


图4 俯仰角速率曲线

图5为执行机构的输出曲线,即实际的两个舵偏角的值 u_1 和 u_2 . u_2 在25s发生卡死后,一直维持在 5° ,通过 u_1 的作用保证了闭环系统的稳定. u_1 与 u_2 的不同会产生一定的滚转力矩,在实际飞行控制器设计时需要通过滚转控制进行调节.

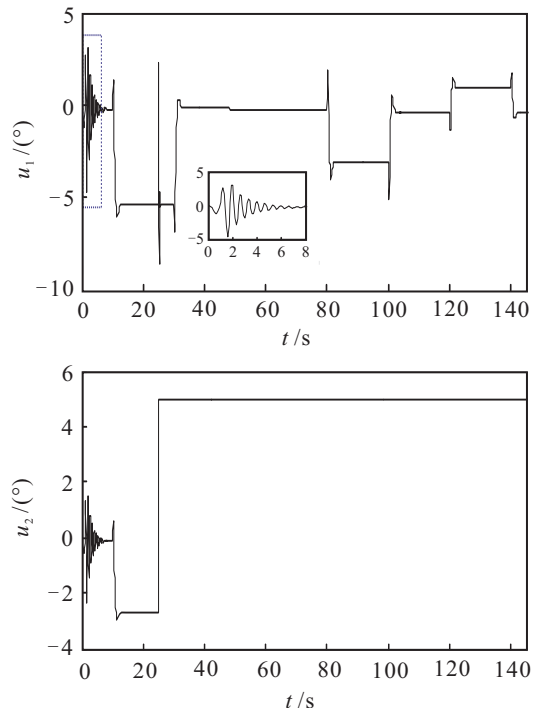


图5 执行机构输出曲线

仿真结果表明,本文提出的针对飞行器切换多胞系统执行机构失效的自适应补偿控制方案具有很好的效果.在发生执行机构失效后,通过调整自适应参数可以保证闭环系统的良好性能.

4 结 论

1) 本文提出了一种针对存在执行机构失效的飞行器切换多胞系统容错控制方案, 从理论上证明了飞行器在大包线内飞行时闭环系统的稳定性.

2) 该容错控制方案通过两步实现: 首先针对存在不确定项的切换多胞系统设计能保证大包线稳定的控制器; 然后, 针对存在执行失效的情形设计自适应补偿控制.

3) 仿真结果表明了该方法的有效性, 自适应参数能较快地收敛到合适的值, 保证了闭环系统的性能. 在发生执行机构失效时, 自适应控制方案通过调节冗余的执行机构保证了闭环系统的稳定性和性能.

参考文献(References)

- [1] Lu B, Wu F. Switching LPV control designs using multiple parameter-dependent Lyapunov functions[J]. *Automatica*, 2004, 40(11): 1973-1980.
- [2] Wu L, Yang X B, Li F B. Nonfragile output tracking control of hypersonic air-breathing vehicles with an LPV model[J]. *IEEE/ASME Trans on Mechatronics*, 2013, 14(2): 260-266.
- [3] 张增辉, 杨凌宇, 申功璋. 高超声速飞行器大包线切换 LPV 控制方法研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(9): 1706-1716.
(Zhang Z H, Yang L Y, Shen G Z. Switching LPV control method in wide envelope for hypersonic vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(9): 1706-1716.)
- [4] Hou Y Z, Dong C Y, Wang Q. Stability analysis of switched linear systems with locally overlapped switching law[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(2): 396-403.
- [5] 王宇飞, 吴庆宪, 姜长生, 等. 近空间飞行器的多模型切换控制[J]. *控制与决策*, 2012, 27(10): 1452-1458.
(Wang Y F, Wu Q X, Jiang C S, et al. Multi-model switching control for near space vehicle[J]. *Control and Decision*, 2012, 27(10): 1452-1458.)
- [6] Hou Y Z, Wang Q, Dong C Y. Gain scheduled control: Switched polytopic system approach[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(2): 623-628.
- [7] Huang X Y, Wang Q, Wang Y L, et al. Adaptive augmentation of gain-scheduled controller for aerospace vehicles[J]. *J of Systems Engineering and Electronics*, 2013, 24(2): 272-280.
- [8] Sonneveldt L, Van Oort E R, Chu Q P, et al. Nonlinear adaptive trajectory control applied to an F-16 model[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, 32(1): 25-39.
- [9] 范金锁, 张合新, 张明宽, 等. 基于自适应二阶终端滑模的飞行器再入姿态控制[J]. *控制与决策*, 2012, 27(3): 403-407.
(Fan J S, Zhang H X, Zhang M K, et al. Adaptive second-order terminal sliding mode control for aircraft re-entry attitude[J]. *Control and Decision*, 2012, 27(3): 403-407.)
- [10] Liu L J, Shen Y, Dowell E H. Integrated adaptive fault-tolerant output feedback control with adaptive fault identification[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(3): 881-889.
- [11] Chowdhary G, Johnson E N, Chandramohan R, et al. Guidance and control of airplanes under actuator failures and severe structural damage[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(4): 1093-1104.
- [12] Tang X D, Tao G, Joshi A M. Adaptive actuator failure compensation for nonlinear MIMO systems with an aircraft control application[J]. *Automatica*, 2007, 43(11): 1869-1883.
- [13] Wang W, Wen C Y. Adaptive actuator failure compensation control of uncertain nonlinear systems with guaranteed transient performance[J]. *Automatica*, 2010, 46(12): 2082-2091.
- [14] Hespanha J P, Morse A S. Stability of switched systems with average dwell-time[C]. *Proc of the 38th Conf on Decision and Control*. Phoenix: IEEE Publications, 1999: 2655-2660.
- [15] Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft[J]. *J of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(4): 577-585.

(责任编辑: 李君玲)