

文章编号: 1000-8055(2007)08-1378-06

考虑切换特性的航空发动机多回路控制系统设计

于达仁, 刘晓锋, 隋岩峰

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 针对航空发动机多回路控制系统切换, 分析了多回路控制系统切换的性能指标要求, 基于极点配置与 H_∞ 鲁棒控制综合的方法, 构造了线性矩阵不等式 (LMIs), 以此为充分条件给出了多回路切换时的 H_∞ 控制器设计方法, 并与单回路系统设计切换进行比较仿真, 进一步表明了航空发动机切换控制的必要性与有效性。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 线性切换系统; 性能指标; 极点配置; 线性矩阵不等式 (LMI)
中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A

Design of aero engine multi-loop controllers with switching characteristics

YU Da-ren, LIU Xiao-feng, SUI Yan-feng

(School of Energy and Power Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract: The switching problem of aero-engine multi-loops control system was studied, and the performance index requirements were also analyzed. Based on the pole placement and H_∞ robust synthesis, linear matrix inequalities (LMI) were constructed to provide a firm basis for determining H_∞ design method under multi-loop switching. As compared with traditional method of single-loop system, the simulation showed the feasibility and the necessity of the method hereto.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; switched linear systems; performance; pole placement; linear matrix inequalities (LMI)

为实现稳态、过渡态控制等的多个控制要求^[1-4], 现有的航空发动机控制装置采用了如下图 1 所示的多个子控制回路 (包括: 转速、加/减速以及超温保护回路), 并根据发动机实际运行情况进行回路间的切换, 来满足发动机多目标的控制要求。这样的多回路控制系统不同于工业过程控制中常见的串级控制、解耦控制等, 其特点是多个控制回路通过竞争决定哪个回路起实际的控制作用, 每个时刻只能有一个回路起作用, 即混杂控制理论中的切换控制的概念。

在航空发动机控制系统设计过程中, 通常采用各个回路单独设计的方法, 考虑各自回路在工作时的性能要求问题。且近年来由于 H_∞ 控制理

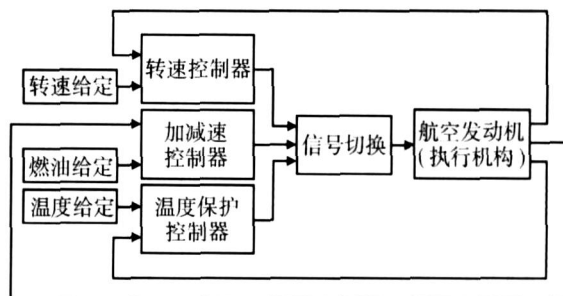


图 1 航空发动机工作简图

Fig. 1 Simplified diagram of the engine control system

论的发展, 为解决实际中存在的模型不确定性问题以及干扰抑制问题提供了一种有效的工具。文献[5]针对航空发动机模型的不确定性问题, 在二

收稿日期: 2006-12-12; 修订日期: 2007-03-20

作者简介: 于达仁(1966-), 男, 山西朔州人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事先进动力系统的研究。

次稳定且由于干扰到被控输出的闭环传递函数的 H_∞ 范数约束下,提出了一种鲁棒 H_∞ /PI 型转速控制器的设计方法.文献[6]针对实际的发动机状态空间模型,利用回路整形和内模原理方法,进行混合加权灵敏度 H_∞ 动态输出反馈控制器设计.文献[7]对于一类状态及输出矩阵存在结构参数摄动的航空发动机对象,提出了闭环系统满足二次稳定性及干扰抑制性能的动态输出反馈控制的理论设计方法.文献[8]考虑超温时减小转速调节器的转速给定值,从而减少供油量的方法来保证温度控制回路投入和退出工作的过程稳定性.

然而,将上述的单回路控制器设计方法运用到发动机实际系统,并进行切换时会发生文献[9]中图 4 所示的现象.究其原因主要是因为未考虑到切换的连续性以及切换时的性能问题.而多回路切换控制正好针对此类问题,综合考虑各个子控制回路的性能要求,给出切换时的控制器设计方法.

本文针对发动机各子控制回路在某些情况下的切换问题,提出航空发动机控制切换时的性能指标,根据极点配置与 H_∞ 控制设计的方法,设计了航空发动机切换控制器,并与单回路设计的控制器切换进行仿真比较,进一步表明了航空发动机切换控制的必要性.

注 本文切换的概念在不特别指明的前提下都是在系统状态连续变化的意义下研究的.

1 多回路系统切换性能指标的特殊性

与传统的单回路控制系统设计一样,在多回路切换控制系统设计过程中,也需要考虑的性能有稳定性与动态性能指标.其中动态性能指标常以时域量值的形式给出,诸如超调量 M_p 、上升时间 t_r 、调节时间 t_s 等.但考虑的角度却有所不同,例如:

图 2 所示,航空发动机按某一加速过程从工况点 A 运行至工况点 B 时,由于加速时热端部件(涡轮叶片)的温度可能达到机械温度的允许极限,在工况点 C 处温度保护回路接替加速回路开始工作.此时在点 C 处由于温度的切入,使整个闭环系统的给定值发生了改变,这种改变会导致整个系统的输出发生变化,可通过这个过程动态性能指标反映出来.

同时,如果外界干扰存在,加速与温度保护回路会频繁切换交替控制发动机,这样一来,由于温度的不断变化,会影响发动机的剩余功率,从而会

影响发动机的加速性.

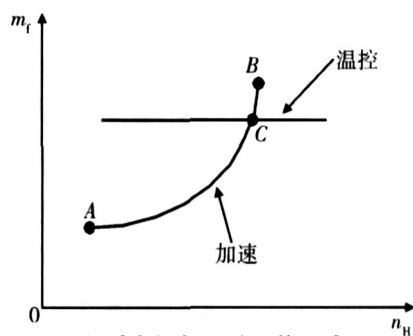


图 2 加速与温控回路切换示意图

Fig. 2 Diagram of the switching between speed and accelerating control loop

从上面的例子可看出,多回路切换控制设计所考虑的性能指标与单回路所考虑的区别在于:单回路设计问题只需要考虑整个的控制过程,无论是否发生回路间的切换;而多回路切换时的设计不仅要像单回路设计那样考虑整个控制过程,更重要的是需要考虑在一个点或一个邻域内从某一回路切换至另一回路时的性能问题.

由于线性系统的瞬时响应与它的极点位置紧密相关^[10],只要将闭环系统的极点配置在复平面上一个适当区域内,就能保证系统具有一定的动态和稳态特性.在本文中,将每一子回路系统的闭环极点配置到一个相同区域,即可保证了各子回路系统具有相同的性能要求,又能保证在从一回路切至另一回路的过程中具有良好的动态性能.这是因为在切换时,考虑到此时系统状态的连续性,无论哪一子控制回路掌控系统,其闭环极点位置都不能越出所给定的范围.

2 考虑切换性能的多回路控制器设计

2.1 系统描述与准备

考虑如下带有扰动的线性连续时间切换系统为

$$\begin{cases} \dot{x} = A_i x + B_{i1} w + B_{i2} u_i \\ z = C_{i1} x \\ y_i = C_{i2} x \end{cases} \quad (1)$$

其中 $i: [0, +\infty) \rightarrow M = \{1, 2, \dots, k\}$ 表示切换信号,它通常是一个依赖于时间或状态的分段常值函数.对于固定的 $i \in M$, $A_i \in \mathbb{R}^{n \times n}$, $B_{i1} \in \mathbb{R}^{n \times p}$, $B_{i2} \in \mathbb{R}^{n \times k}$, $C_{i1} \in \mathbb{R}^{q \times n}$, $C_{i2} \in \mathbb{R}^{j \times n}$.

本文所讨论的是针对形如图 1 所示的多回路控制系统,考虑设计鲁棒 H_∞ 输出反馈控制器 $u_i = K_i y_i$,其闭环系统如下所示

$$\begin{cases} \dot{x} = (A_i + B_{i2} K_i C_{i2}) x + B_{i1} w \\ z = C_{i1} x \end{cases} \quad x(t_0) = x_0 \quad (2)$$

其中 K_i 是适当维数的反馈增益矩阵, 并且使得在任意切换策略下, 满足如下的条件:

(1) 对于每一子系统的闭环极点都位于如下图3所示以圆心为 $(-(r_i + d_i), 0)$, 半径为 r_i , 距离虚轴距离为 d_i 的圆内.

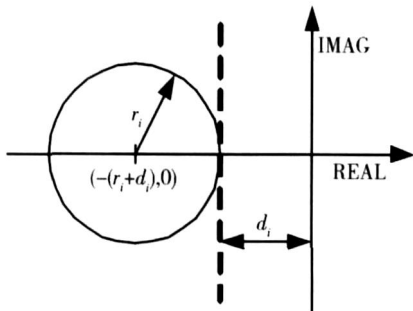


图3 极点区域

Fig. 3 Circular region for pole location

(2) 对于输入 $w(t) \in L_2$, 满足 $\|z\|_2 < \gamma \|w\|_2$, 其中 γ 定义为 H_∞ 性能. 并且确定 K_i 使得 γ 最小.

对于条件(1), 闭环系统的特征值位于图3所示的区域, 满足的充要条件^[11]为存在一个正定对称矩阵 P 使得

$$(A_{icl} + d_i I) P + P(A_{icl} + d_i I)^T + \frac{1}{r_i} (A_{icl} + d_i I) P (A_{icl} + d_i I)^T < 0 \quad (3)$$

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} A_i P + P A_i^T + B_{i2} N_i C_{i2} + C_{i2}^T N_i^T B_{i2}^T + 2 d_i P & A_i P + B_{i2} N_i C_{i2} + d_i P \\ P A_i^T + C_{i2}^T N_i^T B_{i2}^T \\ A_i P + P A_i^T + B_{i2} N_i C_{i2} + C_{i2}^T N_i^T B_{i2}^T & B_{i1} & P C_{i1}^T \\ B_{i1}^T & -I & 0 \\ C_{i1} P & 0 & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0 \end{cases} \quad (8)$$

增加一个等式约束有两方面的意义: 一是问题转化为凸问题; 二是如果式(8)是可解的, 那么原来的非凸的输出反馈控制问题也是可解. 这个提法与文献[12-13]中的 P -问题的提法类似, 证明也类似, 这里省略. 如果存在矩阵 P, M_i, N_i 使得式(8)成立, 则输出反馈控制为

$$K_i = N_i M_i^{-1} \quad (9)$$

注 通过对上面非凸的矩阵不等式问题求解出矩阵 P , 即找到系统的能量函数, 表明共同二次 Lyapunov 函数沿切换系统轨线的导数小于零, 说明系统的能量是逐渐减少的, 是系统渐近稳定, 同时也保证闭环系统对于存在的干扰具有鲁棒稳定性.

对于条件(2), 使得闭环系统在给定输入 $w(t)$ 时, 满足 H_∞ 性能的条件是存在一个正定对称矩阵 P 使得

$$\begin{bmatrix} A_{icl} P + P A_{icl}^T & B_{i1} & P C_{i1}^T \\ B_{i1}^T & -I & 0 \\ C_{i1} P & 0 & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0 \quad (4)$$

2.2 主要结果

利用 Schur 补性质, 得到关于矩阵 K_i 与 P 矩阵不等式组为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} A_{icl} P + P A_{icl}^T + 2 d_i P & (A_{icl} + d_i I) P \\ P(A_{icl} + d_i I)^T & -r_i P \end{bmatrix} < 0 \\ \begin{bmatrix} A_{icl} P + P A_{icl}^T & B_{i1} & P C_{i1}^T \\ B_{i1}^T & -I & 0 \\ C_{i1} P & 0 & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0 \end{cases} \quad (5)$$

式(5)是一个双线性矩阵不等式组(BMIs), 是非凸的, 对其直接进行求解比较困难. 因此, 借鉴文献[12-13]中的处理方法, 给上面的不等式加一个等式约束

$$C_{i2} P = M_i C_{i2} \quad (6)$$

其中 M 是非奇异的, C_{i2} 是列满秩的. 令

$$K_i M_i = N_i \quad (7)$$

则有

$$\begin{bmatrix} A_i P + P A_i^T + B_{i2} N_i C_{i2} + C_{i2}^T N_i^T B_{i2}^T + 2 d_i P & A_i P + B_{i2} N_i C_{i2} + d_i P \\ P A_i^T + C_{i2}^T N_i^T B_{i2}^T \\ A_i P + P A_i^T + B_{i2} N_i C_{i2} + C_{i2}^T N_i^T B_{i2}^T & B_{i1} & P C_{i1}^T \\ B_{i1}^T & -I & 0 \\ C_{i1} P & 0 & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0 \quad (8)$$

注意到本文介绍的方法与单回路设计方法的异同点在于: 两种方法都是通过有界实引理建立起来的理论体系, 在寻找内稳定的控制器 $u = K(s)y$ 时, 将闭环系统的极点配置到某一合适的位置, 需要求解正定对称的 Lyapunov 函数, 使得 $\|T_{zw}\|_\infty < \gamma$. 但在单回路设计控制器时, 分别求解不同回路的 Lyapunov 函数; 而多回路切换控制器设计, 求解的是一个共同的 Lyapunov 函数.

3 比较仿真

考虑某固定几何非加力双轴涡轮风扇发动机的小偏差线性化模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_H \\ \dot{n}_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_H \\ n_L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} m_f \quad (10)$$

其中 $[n_H \quad n_L]^T$ 分别代表高、低压转子转速;控制输入 m_f 代表燃油流量,其控制系统简图如图 4 所示.

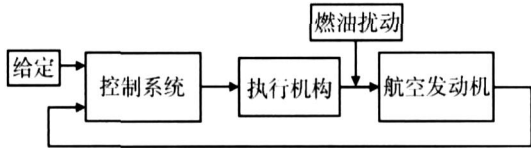


图 4 发动机闭环控制系统简图
Fig.4 Diagram of the closed-loop control system of the aero engine

将执行机构简化为一时间常数为 0.1 s 的惯性环节,考虑外干扰为燃油管路的燃油波动,如图 5 所示.

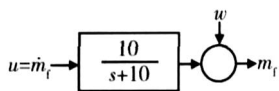


图 5 执行机构与燃油扰动简图
Fig.5 Diagram of the actuator and the oil disturbance

这样扩展的带有执行机构的发动机模型为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1 w + B_2 u_i \\ z = C_1 x \\ y_i = C_2 x \end{cases} \quad i = 1, 2, 3 \quad (11)$$

将高压转子转速作为被调输出量 ($z = n_H$). 对于不同的回路其反馈输入量 $y_1 = n_H, y_2 = m_f, y_3 = T_4$. 下角标 1, 2, 3 分别表示转速、加速与温度保护回路. 其中

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & b_1 \\ a_{21} & a_{22} & b_2 \\ 0 & 0 & -10 \end{bmatrix}$$
$$B_1 = [b_1 \quad b_2 \quad -10]^T$$
$$B_2 = [0 \quad 0 \quad 10]^T$$
$$C_1 = [1 \quad 0 \quad 0]^T \quad C_{12} = [1 \quad 0 \quad 0]^T$$
$$C_{22} = [0 \quad 0 \quad 1]^T$$

在文中,取 $n_H = 47\,170 \text{ r/min}, n_L = 28\,382 \text{ r/min}, r_i = 100, d_i = 10, \gamma = 10 (i = 1, 2, 3), w$ 为功率谱密度为 1 W/Hz 的零均值高斯白噪声信号. 各系数矩阵为

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -6.259\,2 & -2.517\,3 \\ 2.084\,3 & -5.922\,2 \end{bmatrix},$$
$$[b_1 \quad b_2]^T = [292.659\,7 \quad 103.163\,0]^T,$$

经过优化计算得到的正定矩阵 P 为

$$P = \begin{bmatrix} 902.788\,2 & 178.843\,6 & -38.447\,1 \\ 178.843\,6 & 52.464\,6 & -11.166\,3 \\ -38.447\,1 & -11.166\,3 & 2.587\,3 \end{bmatrix}$$

以及输出增益矩阵为

$$\begin{cases} K_1 = -0.010\,7 \\ K_2 = -1.506\,0 \\ K_3 = -0.618\,2 \end{cases}$$

而利用单独回路控制器设计的方法,并将各自回路的极点配置到与多回路切换设计相同的区域时,计算出的各单回路输出增益矩阵分别为

$$\begin{cases} K_1 = -0.017\,3 \\ K_2 = -4.199\,1 \\ K_3 = -1.932\,4 \end{cases}$$

图 6、7 所示的仿真过程为加速回路温度保护回路之间的切换过程,加速回路给定燃油信号为斜坡输入信号,其初始燃油流量为 $m_f = 210.080\,0 \text{ L/h}$,斜率为 200.

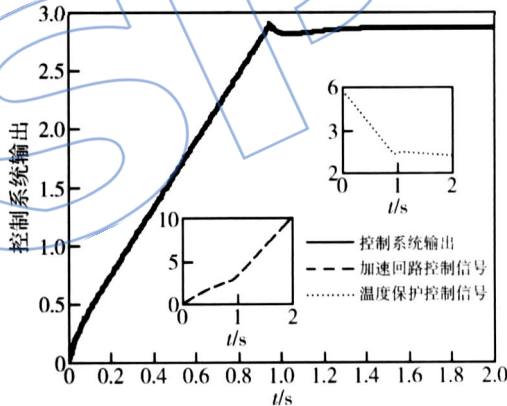


图 6 加速过程与温度保护切换时的控制信号
(切换规则为取小输出)

Fig.6 Control signal output of the switching between accelerating and temperature sub control loop (the minimum is selected)

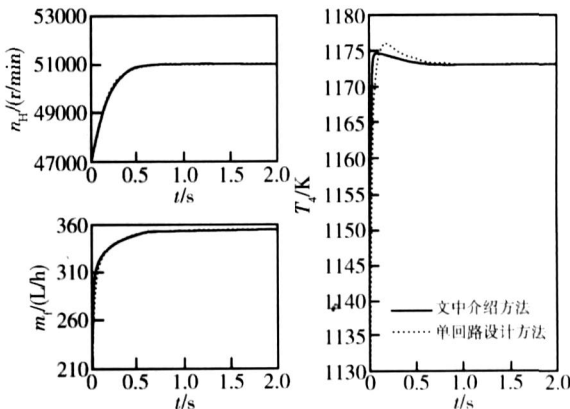


图 7 加速过程与温度保护切换时的动态响应示意图
Fig.7 Dynamic response of the switching between accelerating and temperature sub control loop

如图6所示,在0~1 s的仿真时间段内,由于加速使得燃油增加,导致涡轮出口处温度的骤升,并达到允许的极限;同时控制系统的输出也快速升高并达到了温度控制限制线,此时加速回路快速切出,温度保护回路切入.在仿真过程中两种设计方法在高压转子转速输出基本相同,而从 T_4 的输出可以直观地看本文给出的设计方法要略好于单回路各自设计的方法,如图7所示.

图8所示的仿真过程为发动机在工作点 $n_H = 47\ 170\ \text{r/min}$, $n_L = 28\ 382\ \text{r/min}$ 时,在外扰动作用下的高压转子转速误差输出.切换规则仍为三个回路控制器取小输出.

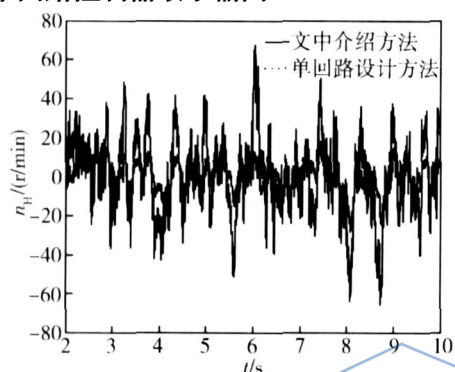


图8 本文方法与单回路方法进行比较示意图

Fig.8 Comparison of the method of this paper with the signal-loop method

结合图7与图8,可以看出多回路切换控制器的设计方法与单独回路设计的方法具有同样的跟踪性能,但从对外扰动的抑制程度上看,本文的方法要优于单回路设计的方法.这是因为 H_∞ 范数可描述有限输入能量到输出能量的最大增益,由于本文设计方法的得到输出增益矩阵模要小于单独回路设计的,这样闭环系统的增益小,系统的干扰抑制性能就较好.而本文方法设计的增益矩阵模较小的原因:在给定的多回路切换设计方法中要求存在一个共同的Lyapunov函数 P ,这个限制一方面是为了保证切换时的稳定性要求,存在一个共同的Lyapunov函数是切换时稳定的充要条件^[9];另一方面,采用共同的Lyapunov函数,缩小了各备选控制器的范围.综合两方面的原因,求解出的控制器增益就小于单独回路设计的.

那么从上面的分析可以看出,找到一个共同的Lyapunov函数不但可以保证不改变闭环系统的动态性能,且能有效地降低控制器的增益.另一方面,如果在设计切换控制器的过程中,针对每个不同的控制回路采用多Lyapunov函数,在切换点上其函数值会产生跳变,那样产生的直接结果

是系统的动态性能变差,且必须对函数在切换点的跳变值做一定的约束,这样也将增加设计难度,从而综合考虑之后采用的是共同Lyapunov函数.

4 结 论

本文针对航空发动机多回路控制系统切换,分析了多回路切换系统性能指标与传统单回路系统的异同点,利用极点配置与 H_∞ 鲁棒综合的方法,构造了线性矩阵不等式(LMIs),以此为充分条件给出了切换时的 H_∞ 控制器,并与单回路系统设计切换进行比较仿真.仿真结果表明利用多回路切换控制设计方法在不影响系统动态性能的前提下,可降低闭环系统的增益,有效抑制外干扰的影响作用.从这个角度看,如果单回路设计的控制器不能使一个系统具有良好的 H_∞ 性能指标 γ ,可在给定的控制器之间使用切换技术实现这一目的.

参考文献:

- [1] 柳鲍穆德罗夫 IO B 相似理论在燃气涡轮发动机调节系统设计中的应用[M]. 北京:国防工业出版社, 1975.
- [2] 聂恰耶夫 IO H 航空发动机装置控制规律与特性[M]. 北京:国防工业出版社, 1999.
- [3] 贺而铭. 民用航空发动机控制原理及典型系统[M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
- [4] 孙健国. 现代航空发动机多变量控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2005.
- [5] 王曦, 韩乃湘, 李喜发, 等. 航空发动机鲁棒 H_∞ PI状态反馈控制[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 364-367.
WANG Xi, HAN Naixiang, LI Xifa, et al. Robust H_∞ PI state feedback control for aero engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 364-367.
- [6] 覃道亮, 王曦, 郑铁军. 基于LMI涡轮发动机混合加权灵敏度 H_∞ 动态输出反馈控制[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 309-313.
TAN Daoliang, WANG Xi, ZHEN Tiejun. Turbofan engine dynamic output feedback control with mixed weighted sensitivity based on LMI[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 309-313.
- [7] 陶涛, 阎文博. 满足二次稳定及干扰抑制性能指标的航空发动机 H_∞ 控制器设计[J]. 航空动力学报, 1999, 14(2): 202-205.
TAO Tao, YAN Wenbo. Design of aero-engine controller with quadratic stability and disturbance-restraining performance[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(2): 202-205.
- [8] 姜彩虹. 航空发动机燃气温度控制系统的设计研究及应用[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 519-523.
JIANG Caihong. Design investigation and application of an

- aero engine gas teperature control system[J]. Journal of Aerospace Power , 2003 ,18(4) :519-523.
- [9] 刘晓锋, 隋岩峰, 何保成, 等. 涡扇发动机多回路切换系统稳定性分析[J]. 航空动力学报, 2006 ,21(3) :197-201.
- LIU Xiaofeng , SUI Yanfeng , HE Baocheng ,et al. Switching stability analysis of multi-control loops for turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power , 2006 ,21(3) :197-201.
- [10] Kuo B C. Automatic control systems[M]. Englewood cliffs, NJ :Prentice- Hall ,1982.
- [11] Haddad W M , Bernstein D S. Controller design with regional pole constraints[J]. IEEE Trans. Automat. Control , 1992 ,37(1) :54-69.
- [12] Montagner V F , Leite V J S , Oliveria R C L F , et al. State feedback control of switched linear systems :An LMI Approach [J]. Journal of Computational and Applied Mathematics , 2006 ,194 :192-206.
- [13] Crusius Cesor A R , Alexandre T. Sufficient LMI conditions for output feedback control problems [J]. IEEE Transaction on Automatic Control , 1999 , 44 (5) : 1053-1057.