

文章编号:1000-8055(2011)06-1389-07

基于混合灵敏度的航空发动机 切换控制系统设计

刘晓锋

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对航空发动机工作安全边界,提出了一种基于切换控制的航空发动机控制系统设计方法. 给出了切换控制策略的设计思路及切换稳定性的条件. 给出基于混合灵敏度的航空发动机多回路切换鲁棒控制器设计方法,并构造了线性矩阵不等式. 通过基于计算得到的控制器参数仿真表明,采用该切换方式相比于 Min/Max 切换方式消除了积分饱和和切换中延迟影响,提高发动机的动态响应能力及鲁棒性,同时可以保证切换的稳定性.

关 键 词: 航空发动机; 切换控制; 混合灵敏度; 切换策略; 线性矩阵不等式

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Switching control system design for aero-engine based on mixed sensitivity

LIU Xiao-feng

(School of Transportation Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A systematic framework of switching controllers design for aero engines according to the safe boundaries was presented. Firstly, an approach to design the switching strategy and stability conditions were proposed. Secondly, based on mixed sensitivity robust control and switching control theory, by constructing linear matrix inequalities, a sufficient condition was proposed in terms of matrix inequalities. The simulation based on calculated controllers' parameters shows that using the using switching strategy can eliminate the delay effect caused by integrator wind-up, and can improve the dynamic performance of the engine control system, and guarantee the stability in some peculiar occasions.

Key words: aero-engine; switching control; mixed sensitivity;
switching strategy; linear matrix inequality

在飞行包线内,控制的目的是使航空发动机在各种环境条件和工作状态(如巡航、最大、加速以及减速等状态)下都能稳定、可靠地运行^[1]. 现代航空发动机的工作范围在不断扩大,并要求在全飞行包线内都具有最佳性能,如高的控制精度,良好的稳定性以及工作状态变化的动态过程时间尽可能短等. 在这种情况下,必须采用多变量的控

制系统. 控制参数越多,控制回路就越多,利用经典的反馈控制理论虽然也可以设计多个单一反馈回路组成的多回路系统,然而这种多回路系统不仅结构十分复杂,而且难以解决多回路切换的稳定性及动态性能.

在加速过程中其气动不稳定工况如喘振或旋转失速是影响飞行安全的严重问题^[2-3]. 在飞行中

收稿日期:2010-05-12; 修订日期:2011-02-26

作者简介:刘晓锋(1979-),男,辽宁凌源人,讲师,博士,主要从事航空发动机自动控制研究.

必须避免这种不稳定工况,那就要使发动机有足够的喘振裕度^[4-6].但是在不同的飞行条件下,发动机的喘振裕度是不同的.为了保证在所有情况下发动机都不出现喘振,传统的设计方法是以发动机在最恶劣的工况下有足够的喘振裕度进行设计,而在其他工况,发动机喘振裕度就显得很大^[7].实际上这意味着以牺牲发动机性能为代价,求得发动机稳定工作.同时由于切换的引入,对于航空发动机的控制系统而言,稳定性问题也是需要关注的^[8].

本文针对航空发动机多回路切换控制的问题,提出一种基于鲁棒混合灵敏度与切换控制的设计方法,给出控制系统设计的可行算法及稳定切换的策略,以期实现平滑切换的同时,满足鲁棒稳定性要求.

1 航空发动机多回路切换控制系统描述

随着飞行条件和发动机工作状态的变化,航空发动机特性将发生很大的变化.在一定的条件下发动机可能出现不稳定的工作情况,如涡轮发动机的压气机喘振、燃烧室熄火等现象.为此,必须对航空发动机进行控制,以保证发动机工作稳定,并保证发动机在任何条件下性能最佳,如图1所示.

在实际运行过程中,发动机稳态控制时应保证足够的推力要求;在过渡态控制时压气机稳定的工作裕度、燃烧室稳定的燃烧和涡轮叶片的强度等多个控制目标.如图2所示,将安全性和快速响应的要求分解成若干个子回路分而治之,通过在相对简单的控制器之间的切换,降低了安全性要求对控制系统设计的约束,在保证运行安全的大前提条件下,能够更好地发挥出发动机的性能.

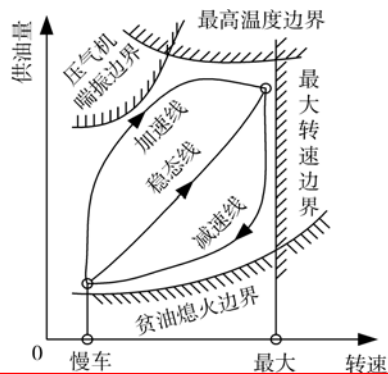


图1 发动机安全工作范围

Fig. 1 Limitations of aero-engine works

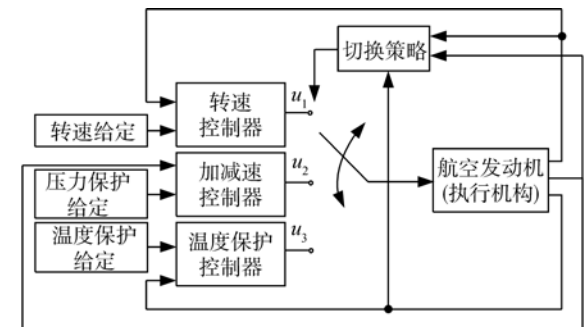


图2 航空发动机工作简图

Fig. 2 Simplified diagram of the aero-engine control system

2 多回路切换策略设计与稳定性分析

2.1 多回路切换控制系统数学描述

稳定性是对控制系统的基本要求.对于线性与非线性系统,通常采用现代控制理论的 Lyapunov 稳定性理论. Lyapunov 函数法的思想是在系统中的渐近稳定平衡位置附近总能量必须逐步减少,从而,引入一个辅助函数,即 Lyapunov 函数,通过其以及对系统全导数的性质可以判定稳定性^[9].

由 m 个子系统构成的自治切换系统由如下微分方程描述^[10]:

$$\dot{x} = f_i[x(t)] \quad (1)$$

其中 $i: [0, +\infty) \rightarrow M = \{1, 2, \dots, m\}$ 表示分段常值的切换信号,对每个 $i \in M$, $f_i: \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^n$ 表示充分光滑的非线性函数.即系统(1)由 m 个子系统和决定子系统如何切换的切换信号所组成.

针对如图2所示的切换线性时不变切换系统,并由下式所示的状态空间描述为:

$$\begin{cases} \dot{x} = A_i x + B_i w + B_{2i} u_i \\ z_i = C_{1i} x + D_{11i} w + D_{12i} u_i \\ y_i = C_{2i} x + D_{21i} w + D_{22i} u_i \end{cases} \quad (2)$$

其中 $x \in \mathbf{R}^n$ 是状态向量,如发动机转子转速; $u \in \mathbf{R}^m$ 是控制输入,如燃油流量; $y \in \mathbf{R}^p$ 是测量输出,如压气机出口压力、涡轮出口温度等; $z \in \mathbf{R}^r$ 是被调输出; $w \in \mathbf{R}^q$ 是外部扰动.

2.2 稳定性与切换策略设计

为实现系统在切换时的稳定性,本文提出了基于 Lyapunov 稳定性理论的切换策略设计方法.

为证明简洁并不失一般性,这里假设切换系统是由两个子系统组成.上述切换控制系统(2)的

闭环结构为

$$\begin{cases} \dot{x}_{cl} = A_{cli} x_{cl} + B_{cl} w, & i = 1, 2 \\ \dot{z} = C_{cl} x_{cl} \end{cases} \quad (3)$$

定义 令 $\zeta[A_1, A_2]$ 表示系统矩阵所有凸组合的集合, 即

$$\zeta[A_1, A_2] = \alpha A_1 + (1 - \alpha) A_2, \quad \alpha \in [0, 1] \quad (4)$$

定理 对于给定常数 $\gamma > 0$, 如果存在矩阵 $\bar{A} \in \zeta[A_1, A_2]$ 与一个对称正定矩阵 Q , 使得下述的 Riccati 不等式:

$$\bar{A}^T Q + Q \bar{A} + \gamma^{-2} Q B_{cl} B_{cl}^T Q + C_{cl}^T C_{cl} < 0 \quad (5)$$

存在公共正定解 Q , 则切换系统(2)在任意切换条件下是稳定的。

由于 $\bar{A} = \alpha A_1 + (1 - \alpha) A_2$, 将此式代入 Riccati 不等式, 可得

$$\begin{aligned} & \alpha(A_{cl1}^T Q + Q A_{cl1} + \gamma^{-2} Q B_{cl} B_{cl}^T Q + C_{cl}^T C_{cl}) + \\ & (1 - \alpha)(A_{cl2}^T Q + Q A_{cl2} + \\ & \gamma^{-2} Q B_{cl} B_{cl}^T Q + C_{cl}^T C_{cl}) < 0 \end{aligned} \quad (6)$$

因此对 $\forall x \in \mathbb{R}^n$ 且 $x \neq 0$, 有

$$\begin{aligned} & \alpha x_{cl}^T (A_{cl1}^T Q + Q A_{cl1} + \gamma^{-2} Q B_{cl} B_{cl}^T Q + C_{cl}^T C_{cl}) x_{cl} + \\ & (1 - \alpha) x_{cl}^T (A_{cl2}^T Q + Q A_{cl2} + \\ & \gamma^{-2} Q B_{cl} B_{cl}^T Q + C_{cl}^T C_{cl}) x_{cl} < 0 \end{aligned} \quad (7)$$

令

$$\Omega_i = \{x_{cl} \mid x_{cl}^T (A_{cli}^T Q + Q A_{cli} + \gamma^{-2} Q B_{cl} B_{cl}^T Q + C_{cl}^T C_{cl}) x_{cl} < 0\} \quad (8)$$

则

$$\Omega_1 \cup \Omega_2 = \mathbb{R}^n \setminus \{0\} \quad (9)$$

切换策略设计如下:

$$i = \begin{cases} 1, & x_{cl} \in \Omega_1 \\ 2, & x_{cl} \in \Omega_2 \end{cases} \quad (10)$$

证明 考虑 Lyapunov 函数 $V = x_{cl}^T Q x_{cl}$, Q 是满足式(5)的对称正定矩阵. 对于 $x_{cl} \in \Omega_i, i = 1, 2$ 且 $w = 0$, 有

$$\dot{V} = x_{cl}^T (A_{cli}^T Q + Q A_{cli}) x_{cl} < 0 \quad (11)$$

因此, 闭环系统(4)是渐近稳定的. 即只要保证由此切入控制器所组成的闭环系统区域内稳定即可。

3 切换控制器设计

3.1 混合灵敏度的控制器设计思路

假设 $G(s)$ 为一个线性时不变系统, $K(s)$ 是一个控制器的传递函数. 记

$$L(s) = G(s)K(s) \quad (12)$$

设灵敏度函数为 $S(s)$, 补灵敏度函数为 $T(s)$,

则有

$$\begin{cases} S(s) = \frac{1}{I + L(s)} \\ T(s) = I - S(s) = \frac{L(s)}{I + L(s)} \end{cases} \quad (13)$$

根据文献[11], 可以得到系统的扰动抑制指标为

$$\bar{\sigma}[S(s)] \leq \|W_S^{-1}(s)\| \quad (14)$$

系统的鲁棒稳定性指标为

$$\bar{\sigma}[T(s)] \leq \|W_T^{-1}(s)\| \quad (15)$$

从而系统从外部输入 $w(s)$ 到被控输出 $z(s)$ 的闭环传递函数为

$$T_{zw} = \begin{bmatrix} W_S S \\ W_T T \end{bmatrix} \quad (16)$$

设计 $K(s)$ 通过优化控制器参数来保证闭环系统的鲁棒稳定性. 根据小增益定理, 控制器的调节问题可以看成是如下的优化问题:

$$\min_{K(s) \in \mathbf{K}} \gamma \quad (17)$$

使得

$$\begin{aligned} \|T_{cl}(s)\|_{\infty} &= \left\| \begin{bmatrix} W_T(s) T(s) \\ W_S(s) S(s) \end{bmatrix} \right\|_{\infty} < \gamma \\ T_{cl}(s) &\in \mathbf{RH}^{\infty} \end{aligned} \quad (18)$$

3.2 鲁棒切换控制器设计

设计形如式(12)所示的控制器

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{Ki} \\ u_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{Ki} & B_{Ki} \\ C_{Ki} & D_{Ki} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{Ki} \\ y_i \end{bmatrix} \quad (19)$$

其中 x_{Ki} 是各子回路控制器的状态, A_{Ki}, B_{Ki}, C_{Ki} 与 D_{Ki} 是控制器参数矩阵. 假定模型、权函数以及控制器由状态空间描述为

$$\begin{cases} G_i(s) = (A_{Gi}, B_{Gi}, C_{Gi}, D_{Gi}) \\ W_{Ti}(s) = (A_{W_{Ti}}, B_{W_{Ti}}, C_{W_{Ti}}, D_{W_{Ti}}) \\ W_{Si}(s) = (A_{W_{Si}}, B_{W_{Si}}, C_{W_{Si}}, D_{W_{Si}}) \\ K_i(s) = (A_{Ki}, B_{Ki}, C_{Ki}, D_{Ki}) \end{cases} \quad (20)$$

那么考虑输出反馈的闭环系统结构为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{cli} \\ z_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{cli} & B_{cli} \\ C_{cli} & D_{cli} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{cli} \\ w \end{bmatrix} \quad (21)$$

其中

$$\begin{aligned} A_{cli} &= \begin{bmatrix} A_{Gi} - B_{Gi} D_{Ki} C_{Gi} & 0 & 0 & B_{Gi} C_{Ki} \\ -B_{W_{Si}} C_{Gi} & A_{W_{Si}} & 0 & 0 \\ B_{W_{Ti}} C_{Gi} & 0 & A_{W_{Ti}} & 0 \\ -B_{Ki} C_{Gi} & 0 & 0 & A_{Ki} \end{bmatrix} \\ B_{cli} &= \begin{bmatrix} B_{Gi} D_{Ki} \\ B_{W_{Si}} \\ 0 \\ B_{Ki} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\mathbf{C}_{cli} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{C}_{W_S^i} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{D}_{W_T^i} \mathbf{C}_{G_i} & \mathbf{0} & \mathbf{C}_{W_T^i} & \mathbf{0} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{D}_{cli} = \begin{bmatrix} \mathbf{D}_{W_S^i} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (22)$$

使得闭环系统满足如下的性质:

1) 闭环系统是内部稳定的,即闭环系统状态矩阵的所有特征值均在左半开复平面中;

2) 从扰动输入 w 到被调输出 z 的闭环传递函数 $T_{zw}(s)$ 的 H_∞ 范数小于 γ , 即

$$\|T_{cl}(s)\|_\infty = \left\| \begin{bmatrix} \mathbf{W}_T(s) \mathbf{T}(s) \\ \mathbf{W}_S(s) \mathbf{S}(s) \end{bmatrix} \right\|_\infty < \gamma \quad (23)$$

根据有界实引理^[12], 可知

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}_{cli}^T \mathbf{Q} + \mathbf{Q} \mathbf{A}_{cli} & \mathbf{Q} \mathbf{B}_{cli} & \mathbf{C}_{cli}^T \\ \mathbf{B}_{cli}^T \mathbf{Q} & \gamma \mathbf{I} & \mathbf{D}_{cli}^T \\ \mathbf{C}_{cli} & \mathbf{D}_{cli} & \gamma \mathbf{I} \end{bmatrix} < \mathbf{0} \quad (24)$$

通过对上面非凸的矩阵不等式问题求解出矩阵 $\mathbf{Q}$, 即找到系统的能量函数, 表明公共二次 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, 系统是渐近稳定, 同时也保证闭环系统对于存在的干扰具有鲁棒稳定性。

4 设计实例

某小型定几何涡扇发动机的线性化模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_h \\ \dot{n}_l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_h \\ n_l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} Q_{mf}$$

$$y = \begin{bmatrix} c_1 & c_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_h \\ n_l \end{bmatrix} + d Q_{mf} \quad (25)$$

其中 $[n_h \ n_l]^T$ 分别代表高、低压转子转速; 控制输入 Q_{mf} 代表燃油流量; y 为发动机输出。同时, 将执行机构简化为一时间常数为 0.2 s 的惯性环节。

为简化问题的说明, 这里只进行转速控制与温度保护控制的切换仿真。温度控制的设计过程与之类似。

4.1 各回路加权函数的选取

为了进行航空发动机控制系统的混合灵敏度设计, 必须恰当地选取加权函数 $W_S(s)$ 和 $W_T(s)$ 。加权函数 $W_T(s)$ 代表系统对象的乘性不确定性, 它在确定系统对象时得到。

对于双转子涡扇发动机来说, 一般可将其视为二阶系统进行分析, 二阶系统的超调量 M_p 、阻尼比 ξ 和闭环系统带宽之间的关系如下:

$$M_p = e^{-\pi \xi / \sqrt{1-\xi^2}} \quad (26)$$

$$\gamma = \arctan \frac{2\xi}{\sqrt{\sqrt{1+4\xi^4} - 2\xi^2}} \quad (27)$$

$$\omega_c = \omega_b \frac{\sqrt{\sqrt{1+4\xi^4} - 2\xi^2}}{\sqrt{1-2\xi^2 + \sqrt{2-4\xi^2 + 4\xi^4}}} \quad (28)$$

其系统带宽 $\omega_b = 12$ rad/s。由发动机的设计指标可以确定发动机转速的最大超调量 $M_p = 1\%$, 可计算出 $\xi_{\min} = 0.8261$, $\gamma_{\min} = 70.91^\circ$ 。

综合以上分析可知, $S(j\omega)$ 满足系统闭环性能要求的一个必要条件是

$$|S(j\omega_c)| \leq \sqrt{\frac{1}{2-2\cos\gamma_{\min}}} \quad (29)$$

根据 H_∞ 设计要求, 有 $\|W_S S\|_\infty < 1$, 则

$|S(j\omega)| > \left| \frac{1}{W_S(j\omega)} \right|$, 故可选取加权函数 $W_S(s)$ 满足下式:

$$|W_S(j\omega_c)| \geq \sqrt{2-2\cos\gamma_{\min}} \quad (30)$$

在此型涡扇发动机混合灵敏度设计中, $W_S(s)$ 选取如下形式:

$$W_S(s) = \frac{\frac{s}{M} + \omega_b}{s + \omega_b A} \quad (31)$$

其中 M 表示 $\|S\|_\infty$ 与 $\|T\|_\infty$ 的期望边界, A 表示在系统带宽内的抗干扰能力。先给定 $M = 1$, 可计算得到 $A \leq 0.3644$ 。

根据经验, 可知 $W_T(s)$ 选取如下形式:

$$W_T(s) = \frac{s + \frac{\omega_b}{M}}{As + \omega_b} \quad (32)$$

根据 H_∞ 设计指标可以确定转速控制的系数 $A \leq 0.3644$ 。同样, 温度保护控制中涡轮出口温度的最大超调量 $M_p = 10\%$, 而温度保护控制系统的 $\omega_b = 10$ rad/s, 从而可确定温度保护控制的系数 $A \leq 0.1871$ 。

$W_S(s)$ 和 $W_T(s)$ 一旦选定后, 混合灵敏度设计问题转化为标准的 H_∞ 控制问题。这里需要说明的是, 如果设计出的控制器不符合要求时, 可以适当修正灵敏度权函数中 A 的值。

具体调试时要逐步调节 A , 使闭环系统的灵敏度函数 $S(s)$ 的奇异值 Bode 响应曲线尽量往下压, 直至补灵敏度函数 $T(s)$ 奇异值 Bode 响应顶上 $W_T^{-1}(s)$, 即在保证闭环系统鲁棒稳定性的前提下尽可能提高系统的性能。同样的调试过程适用于其他回路。图 3 所示为混合灵敏度设计流程。

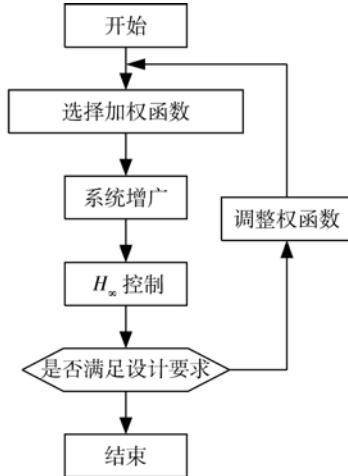
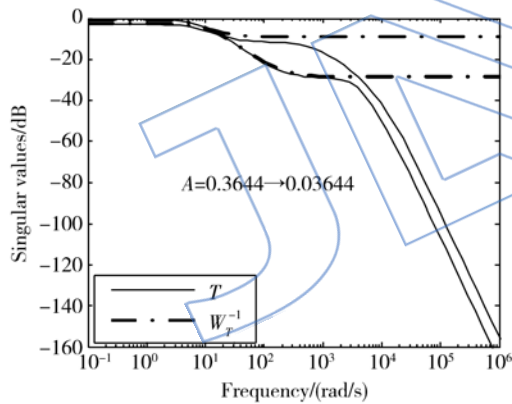


图 3 混合灵敏度控制器设计流程

Fig. 3 Procedure of design mixed-sensitivity controller switched control system

从图 4~图 6 的调试结果可以看出,当 $A=0.03644$ 时,补灵敏度函数顶上 $W_T^{-1}(s)$,即在保证闭环系统鲁棒稳定性的前提下,实现 H_∞ 切换控制设计的目标.得到的控制器 $\gamma_{opt1}=1.3672$, $\gamma_{opt2}=1.4141$.

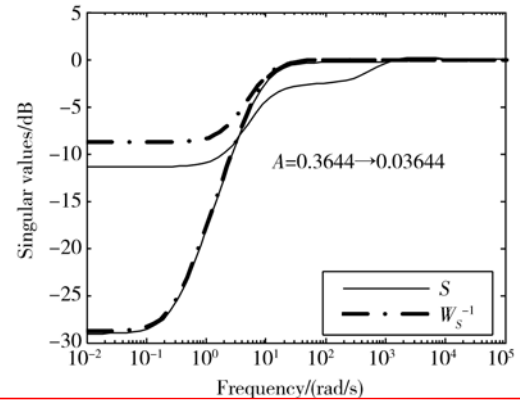
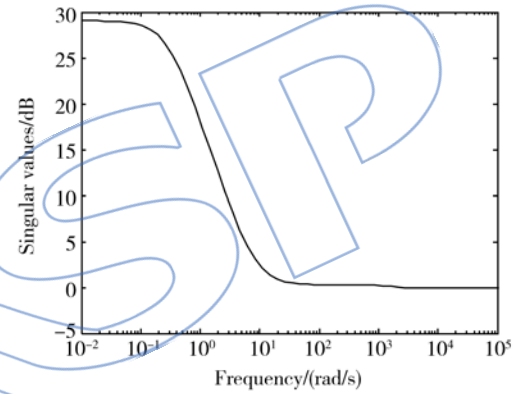
图 4 转速回路的 $W_T^{-1}(s)$ 与补灵敏度函数 $T(s)$ 奇异值曲线Fig. 4 Singular values of $W_T^{-1}(s)$ and $T(s)$ in speed loop

考虑某型定几何非加力双轴涡轮风扇发动机的模型为小偏差线性化模型为

1) 转速回路

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_h \\ \dot{n}_l \\ \dot{Q}_{mf} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.1 & -0.5 & 92.5 \\ 1.9 & -6.2 & 109.3 \\ 0 & 0 & -5 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_h \\ n_l \\ Q_{mf} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 5 \end{bmatrix} u$$

$$n_h = [1 \quad 0 \quad 0] \begin{bmatrix} n_h \\ n_l \\ Q_{mf} \end{bmatrix}$$

图 5 转速回路的 $W_s^{-1}(s)$ 与灵敏度函数奇异值曲线Fig. 5 Singular values of $W_s^{-1}(s)$ and $T(s)$ in speed loop图 6 转速回路的 $\sigma(1+GK)$ Fig. 6 $\sigma(1+GK)$ in speed loop

2) 喘振保护控制回路

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_h \\ \dot{n}_l \\ \dot{Q}_{mf} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.1 & -0.5 & 92.5 \\ 1.9 & -6.2 & 109.3 \\ 0 & 0 & -5 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_h \\ n_l \\ Q_{mf} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 5 \end{bmatrix} u$$

$$S_{mc} = [0.0015 \quad 0.0017 \quad -0.1655] \begin{bmatrix} n_h \\ n_l \\ Q_{mf} \end{bmatrix}$$

3) 温度保护回路

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_h \\ \dot{n}_l \\ \dot{Q}_{mf} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.1 & -0.5 & 92.5 \\ 1.9 & -6.2 & 109.3 \\ 0 & 0 & -5 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_h \\ n_l \\ Q_{mf} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 5 \end{bmatrix} u$$

$$T_{out} = [-0.0097 \quad -0.01730 \quad 2.5657] \begin{bmatrix} n_h \\ n_l \\ Q_{mf} \end{bmatrix}$$

需要说明的是,本文关注加速时的压气机稳定性,使用喘振裕度 S_{mc} 来衡量加速使得发动机稳定性水平,从而在本文中 S_{mc} 也作为被控量来

使用. 实际中, 喘振裕度是无法直接测量得出, 需根据压气机特性中的喘振裕度公式进行求解. 本文只是为说明此种切换方法的有效性, 因此, 在从

发动机非线性模型求解线性化模型的过程中, 将 S_{mc} 作为“可测”的输出量进行讨论.

通过优化可计算出各回路的控制器参数为

转速控制回路的切换控制器为

$$K_{n_h}(s) = \frac{9.786 \times 10^6 (s+219.5)(s+5.943)(s+5)(s+2.366)}{(s+1.036 \times 10^4)(s+5.583)(s+0.2915)(s^2+5203s+1.204 \times 10^7)}$$

喘振保护回路的切换控制器为

$$K_{S_{mc}}(s) = \frac{-1.446e^6 (s+2744)(s+5.943)(s+5)(s+2.366)}{(s+2.271e^5)(s+1456)(s+5.383)(s+0.9659)(s+0.003576)}$$

温度保护回路的切换控制器为

$$K_{T_{out}}(s) = \frac{1.425e^6 (s+2744)(s+5.943)(s+5)(s+2.366)}{(s+4.5e^6)(s+1435)(s+5.535)(s+1.624)(s+0.03576)}$$

4.2 切换仿真分析

图7~图9所示在加速控制与喘振保护控制切换时, 常规方法与本文方法之间进行比较. 常规的切换方法是采用基于 Min/Max 的切换方法. 此种方法的详细介绍参见文献[13].

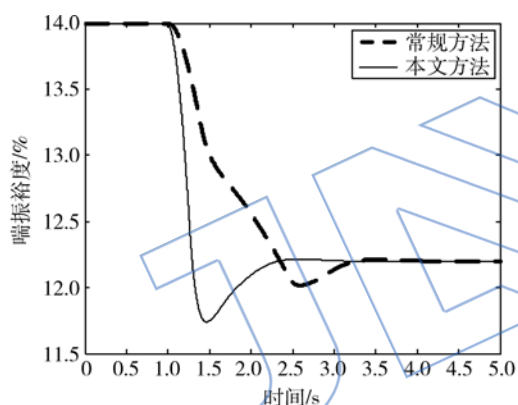


图7 加速与喘振保护控制喘振裕度输出
Fig. 7 Output of surge margin during accelerating and surge switching

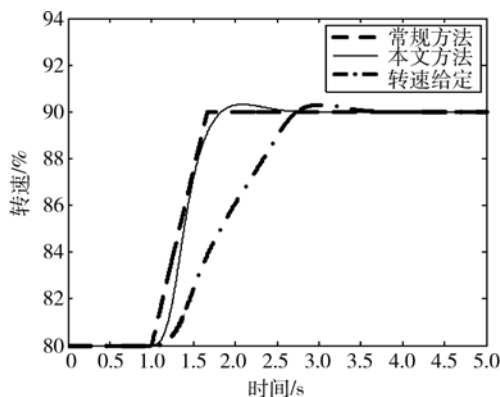


图8 加速与喘振保护控制切换转速输出
Fig. 8 Output of speed during accelerating and surge switching

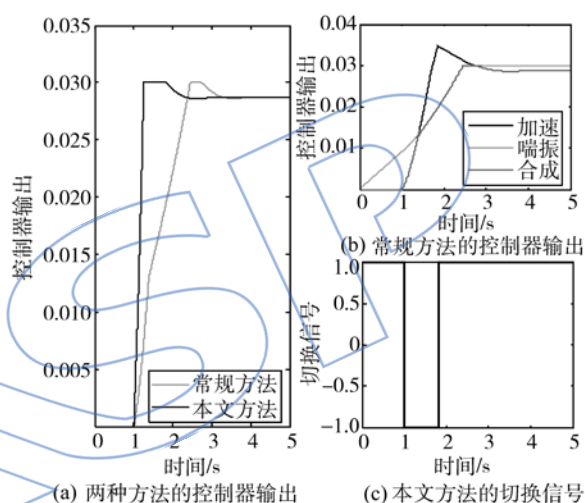


图9 加速与喘振保护控制输出

Fig. 9 Output of accelerating and surge switching controllers

图10与图11所示在加速控制与温度保护控制切换时, 常规方法与本文方法之间进行比较.

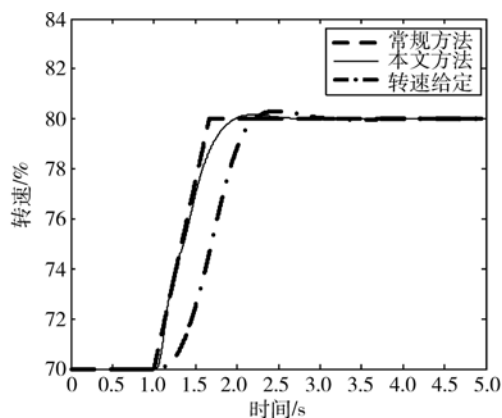


图10 加速与温度控制切换转速输出

Fig. 10 Output of speed during accelerating and temperature switching

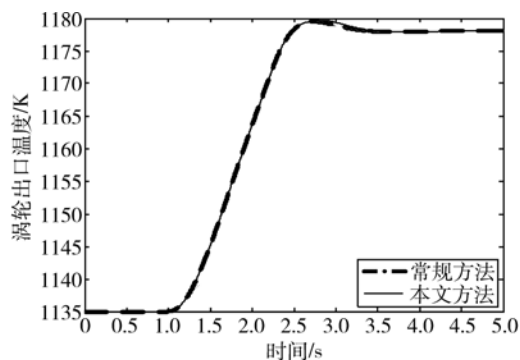


图11 加速与温度控制切换温度输出

Fig. 11 Output of temperature during accelerating and temperature switching

通过上面的仿真分析可以看出:通过合理的切换手段可以提高发动机的动态响应能力;原有的发动机逻辑选择是在控制器输出之后进行高、低选择,此时偏差信号中待选控制器的信号始终处于饱和限制值,直接的后果是发动机工作条件改变,若需要其他保护控制投入工作时,需要较长的时间才能抵消本身所累积的输出,从仿真中可以看出切换延后,同时转速的调节时间也较长。本文采用的切换方式相比于传统的 Min/Max 切换方式消除了积分饱和和在切换中的影响,实现了发动机的快速响应性能,但是这种切换方式带来的弊端是当发生切换时,切入的控制器中积分器的初始值连续问题。具体的做法是将切出控制器积分器的终值赋予切入控制器积分器的初值。

5 结论

对于涡扇发动机控制,安全性和稳定性是首先需要考虑的目标。因此,本文将切换系统控制应用于涡扇发动机多回路控制系统的设计中,针对多回路的控制模式,根据航空发动机外界存在的干扰以及模型不确定性,设计鲁棒动态输出反馈控制器,并给出稳定切换的条件,提高了系统的动态响应能力与鲁棒性。仿真结果表明利用多回路切换控制设计方法在不影响涡扇发动机安全稳定运行的前提下,可以实现快速无扰切换的目的。

参考文献:

[1] 樊思齐,李华聪,樊丁,等.航空推进系统控制(下册)[M].

西安:西北工业大学出版社,2008.

- [2] Lee J K, Kim C, Yang S et al. Measurement of a gas turbine engine by fuel piking test[J]. AIAA 2005-810, 2005.
- [3] Moore F K, Greitzer E M. A theory of post-stall transients in a axial compressor systems Part I: development of equations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108(1): 68-76.
- [4] 王小艳,赵虹,罗雄麟. 叶轮压缩系统喘振的主动控制[J]. 动力工程, 2006, 26(6): 421-425.
WANG Xiaoyan, ZHAO Hong, LUO Xionglin. Active surging control of turbo-compressor systems[J]. Journal of Power Engineering, 2006, 26(6): 421-425. (in Chinese)
- [5] 邢家瑞,张绍基,姜彩虹,等. 昆仑发动机发射武器防喘控制系统的研制[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 462-465.
XING Jiarui, ZHANG Shaoji, JIANG Caihong, et al. Development of a surge preventive control system applied to the Kunlun aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 462-465. (in Chinese)
- [6] Kura R, White R C. Surge avoidance in gas compression systems[J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(4): 501-506.
- [7] Epstein A H, Ffowcs-Williams J E, Greitzer E M. Active suppression of compressor instabilities [J]. AIAA-86-1994, 1986.
- [8] 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. (in Chinese)
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. (in Chinese)
- [9] 黄琳. 稳定性与鲁棒性的理论基础[M]. 北京: 科学出版社, 2003.
- [10] Liberzon D, Morse A S. Basic problems in stability and design of switched systems[J]. Control Systems Magazine, 1999, 19(5): 59-70.
- [11] 周克敏, Doyle, Glover. 鲁棒与最优控制[M]. 毛剑琴, 钟宜生, 林岩, 译. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [12] Boyd S, Ghaoui L E, Feron E, et al. Linear matrix inequities in system and control theory[M]. Philadelphia: SIAM, 1994.
- [13] 何保成. 弹用涡扇发动机控制系统故障仿真研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2000.
HE Baocheng. Research on fault simulations for missile turbofan engine[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2000. (in Chinese)