

航空发动机全局快速滑模控制趋近律优化研究

孙 晖, 刘尚明, 邓奇超

(清华大学热能工程系热科学与动力工程教育部重点实验室, 北京 100084)

摘 要:针对航空发动机的滑模控制性能优化问题,以多输入多输出的 CMAPSS-40k 民用涡扇发动机线性模型为控制对象,对使用等速、指数和幂次趋近律的滑模控制进行仿真,比较不同趋近律对滑模控制效果的优化作用。在此基础上,利用指数趋近律对全局快速 Terminal 滑模控制和全局快速非奇异 Terminal 滑模控制进行优化,并比较两者的控制性能。仿真结果表明,改进后的全局快速非奇异 Terminal 滑模控制系统具有更快的响应和更强的鲁棒性。

关 键 词:航空发动机;滑模控制;趋近律;优化;全局快速非奇异 Terminal 滑模控制

中图分类号:V233.7

文献标识码:A

文章编号:1009-2889(2015)01-0001-06

航空发动机是一个复杂的非线性、强耦合系统,在发动机的工作范围内,随着工作条件和工作状态的变化,它的气动热力过程将发生很大的变化。要让其合理有效地工作,离不开先进的控制技术。随着航空发动机性能要求的不断提高,航空发动机控制已从经典的单变量反馈控制发展到多变量现代控制方法。近年来,人们采用鲁棒控制、人工智能控制、滑模控制等方法,在航空发动机控制方面取得了一定的研究成果。

滑模控制是一种特殊的非线性鲁棒控制^[1],它是通过不连续的控制切换,使系统收敛于切换面并沿着固定的状态轨迹作小幅度、高频率的上下运动,即所谓的“滑动模态”或“滑模”运动,带有滑动模态的变结构控制叫做滑模变结构控制或滑模控制(Sliding Mode Control, SMC)。滑模控制最大的优点在于对参数变化和外界干扰等不确定性因素具有不变性,而且结构简单、响应速度快、易于工程实现。滑模控制因其强鲁棒性而得到了广泛应用,这种特点非常适用于航空发动机这种工作范围广、参数变化范围大的非线性系统。

针对滑模控制的显著优点和在实际应用到航空发动机中存在的问题,国内外许多学者对其进行了相应研究,从不同角度提出了解决方法。国外学者

Richter^[2-3]在涡扇发动机滑模控制方面开展了一系列深入研究,给出了多输入多输出情形的滑模调节器和设计点跟踪器的控制方法,但该设计方法还存在一定的改进之处。国内外学者对航空发动机滑模控制的常规改进方法,如边界层法^[4-5]、趋近律法^[6-7]、全局滑模控制^[8-9]等进行了研究,但对改进后不同控制方法的效果没有比较分析,也缺乏有效的规律总结。

为此,本文基于多输入多输出的涡扇发动机线性模型,在传统的滑模控制基础上,对引用不同趋近律的滑模控制效果进行仿真和比较分析。在此基础上,将全局快速非奇异 Terminal 滑模控制中的趋近律进行优化,仿真结果表明改进后系统具有更快的响应和更强的鲁棒性。

1 航空发动机系统模型

通过建模得到航空发动机模型是控制研究的基础。用模型分段线性化的方法,把飞行包线分为若干个区域,每个区域选取一个稳态平衡点,通过在该点线性化得到发动机小偏差线性动态模型,即可作为最简单的控制系统的研究对象。

本文研究对象为图1所示的双轴涡扇发动机,利用 NASA 格林研发中心开发的民用模块化航空推

收稿日期:2014-09-18 改稿日期:2014-10-08

作者简介:孙晖(1991-),女,江苏无锡人,硕士生,主要从事航空发动机滑模控制方法研究。通讯作者:刘尚明,教授, E-mail:liushm@mail.tsinghua.edu.cn。

进系统仿真(CMAPSS)软件包^[10]中已提供的线性化模型CMAPSS-40k,对航空发动机的滑模控制方法展开一系列研究。

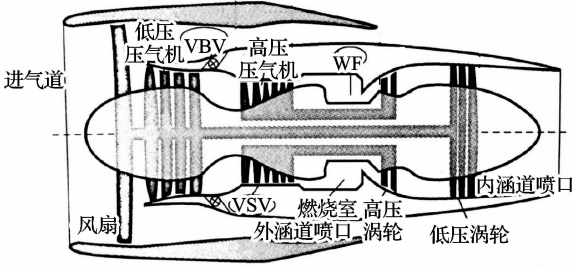


图1 双轴涡扇发动机示意图

用标准状态空间形式表示该涡扇发动机的模型为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{F}\mathbf{w} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} + \mathbf{A}\mathbf{w} \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^n$ 为状态变量, $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^m$ 为控制变量, $\mathbf{w} \in \mathbf{R}^h$ 表示归一化健康参数的输入向量,可认为是干扰。这里 $\mathbf{x} = [\Delta N_f \quad \Delta N_c]^T$, ΔN_f 、 ΔN_c 分别是风扇实际转速 N_f 和压气机实际转速 N_c 偏离稳定工作点的变化量; $\mathbf{u} = [\Delta W_f \quad \Delta VSV \quad \Delta VBV]^T$, W_f 表示输出燃油流量, VBV 表示可调放气活门开度, VSV 表示可调静子叶片角度。

在滑模控制器设计中,通常要对控制对象(2)进行增广,进而表示为:

$$\dot{\mathbf{x}}_a = \mathbf{A}_a \mathbf{x}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{u}_r + \mathbf{F}_a \mathbf{w} \quad (2)$$

式中: $\mathbf{x}_a = [\mathbf{x}^T \quad \mathbf{u}^T]^T$, $\dot{\mathbf{u}} = \mathbf{u}_r$,

$$\mathbf{A}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \mathbf{B}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix}, \mathbf{F}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}.$$

2 滑模控制器的设计

2.1 采用趋近律的常规滑模控制器设计

对公式(1)中的航空发动机模型,假定 $m < n$ 且 $(\mathbf{A}, \mathbf{B})$ 可控。设滑函数为:

$$\mathbf{s} = \mathbf{G}\mathbf{x} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{G}$ 是待求解的 $m \times n$ 滑模系数矩阵,向量 $\mathbf{x}$ 为偏离稳定点的变化量。

为使系统能稳定于滑模运动阶段,需控制滑函数 $\mathbf{s}$ 在有限时间到达零点,并在之后保持不变。即满足可达性条件:

$$\dot{\mathbf{s}} \mathbf{s} < 0 \quad (4)$$

采用趋近律的控制设计方法,可以改善系统趋近运动的品质,同时满足式(4)条件。目前常用三种趋近律方法,分别为等速趋近律、指数趋近律和幂

次趋近律,具体公式推导见文献[11]~[13]。这里趋近律通用表示为:

$$\dot{\mathbf{s}} = \mathbf{slaw} = [\mathbf{slaw}(1), \mathbf{slaw}(2), \dots, \mathbf{slaw}(m)]^T \quad (5)$$

忽略系统的不确定性和干扰 $\mathbf{w}$ 的影响,由公式(1)、(3)推知滑模控制律:

$$\mathbf{u} = -(\mathbf{GB})^{-1}(\mathbf{GA}\mathbf{x} + \mathbf{slaw}) \quad (6)$$

2.2 全局快速非奇异 Terminal 滑模控制律及趋近律设计

在上述常规滑模控制中,滑函数 $\mathbf{s}(\mathbf{x})$ 是线性的,通过选择滑模系数矩阵,使系统到达滑动阶段后,跟踪误差渐进地收敛为零,但无论如何状态跟踪误差都不会在有限时间内收敛为零。

近年来提出了 Terminal 滑模控制方法,它通过在 $\mathbf{s}(\mathbf{x})$ 中引入非线性函数,使系统跟踪误差在滑模切换面上能在有限时间内收敛到零。但传统的 Terminal 滑模控制存在奇异性问题,并且当系统状态远离平衡点时收敛速度慢,采用文献[14]提出的全局快速非奇异 Terminal 滑模控制能有效解决这两大问题。

传统全局快速 Terminal 滑模控制中滑函数定义一般如下^[15]:

$$\mathbf{s} = \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{C} \cdot \mathbf{e} + \mathbf{\Phi} \cdot \mathbf{e}^{\frac{q}{p}} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{e}(t) = \mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_r(t)$, $\mathbf{C}$ 、 $\mathbf{\Phi}$ 是对角正定矩阵,其对角元素分别为 $c_i > 0, \beta_i > 0; p, q$ 为正奇数($1 > q/p > 0$)。

由于在对上式求导过程中,幂次可能存在负数,当 $\mathbf{e} = 0$ 时会出现奇异性问题,此时无法保证系统的鲁棒性。避免奇异性的方法一般是在仿真中判断 $\mathbf{e}$ 是否为零,当 $\mathbf{e}$ 等于零时舍去幂次项。

而全局快速非奇异 Terminal 滑模控制^[14]采用的非线性滑函数如下:

$$\mathbf{s} = \mathbf{s}_1 + \mathbf{C} \cdot \mathbf{s}_1^{\frac{p}{q}} + \mathbf{\Phi} \cdot \mathbf{s}_2^{\frac{p}{q}} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{s}_1, \mathbf{s}_2$ 为 n 维向量, $s_{1i} = \int_0^t e_i(t) dt, s_{2i} = e_i(t) = x_i(t) - x_{ri}(t), i = 1, 2, \dots, n; \mathbf{C}, \mathbf{\Phi}$ 是对角正定矩阵,其对角元素分别为 $c_i > 0, \beta_i > 0; p, q$ 为正奇数($2 > p/q > 1$)。

由公式(1)、(8)推知,

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{s}} &= \mathbf{s}_2 + \frac{p}{q} \mathbf{C} \cdot \text{diag}(\mathbf{s}_1^{\frac{p}{q}-1}) \cdot \mathbf{s}_2 + \frac{p}{q} \mathbf{\Phi} \cdot \\ &\text{diag}(\mathbf{s}_2^{\frac{p}{q}-1}) \cdot \dot{\mathbf{s}} = \mathbf{slaw} \end{aligned} \quad (9)$$

$$\mathbf{u} = \mathbf{B} \setminus \left\{ - \left[\mathbf{\Phi}^{-1} \cdot \frac{q}{p} \text{diag}(\mathbf{s}_2^{2-\frac{p}{q}}) \right] \cdot \left[\mathbf{I} + \mathbf{C} \cdot \frac{p}{q} \right] \right\}$$

$$\text{diag}(s_1^{p-1})] - \text{slaw} - \mathbf{A}\mathbf{x} + \dot{\mathbf{x}}_r\} \quad (10)$$

这里的趋近律可以是等速、指数或者幂次趋近律,矩阵 $\mathbf{B} \in \mathbf{R}^{n \times m}$ 不一定为方阵。由式(10)可以看出,控制律表达式中幂次不存在负数,因此避免了奇异性问题。

3 系统仿真及结果分析

3.1 趋近律对控制影响的仿真分析

考虑 CMAPSS-40k 模型在地面慢车附近的线性化矩阵,控制输入为 W_f 、 VSV 和 VBV ,并定义输出为风扇转速增量 ΔN_f 、核心机转速增量 ΔN_c 、高压涡轮出口总温增量 ΔT_{48} 以及高压压气机失速裕度增量 ΔSmHPC ,不考虑干扰的影响,其状态空间如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} \end{cases} \quad (11)$$

$$\text{式中: } \mathbf{A} = \begin{bmatrix} -3.3808 & 1.2954 \\ 0.4444 & -3.0501 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 667.8408 & -39.2134 & -14.2485 \\ 1333.9594 & 117.2730 & -26.8107 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ -0.0191 & -0.1178 \\ 0.0158 & -0.0037 \end{bmatrix},$$

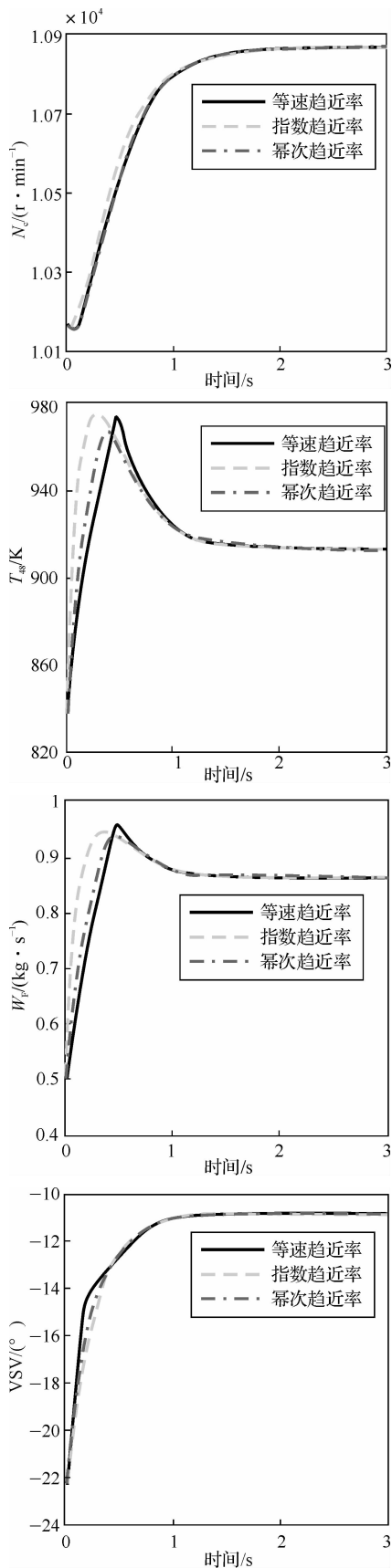
$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 289.0525 & 0.1332 & 1.2568 \\ -10.9483 & 0.1837 & -0.4766 \end{bmatrix}。$$

为便于设计,需将控制对象归一化,并对归一化后的系统进行如公式(2)的增广。增广对象有5个状态量和3个控制量,通过极点配置选择期望的闭环极点(这里选-2.5和-3),即可得归一坐标系下的滑模系数矩阵为:

$$\mathbf{G}_s = \begin{bmatrix} -0.0657 & 0.2296 & 1 & 0 & 0 \\ 0.0563 & -0.1348 & 0 & 1 & 0 \\ 0.0003 & -0.0010 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

在仿真过程中,为削弱控制量抖振,在趋近律设计中用饱和函数 $\text{sat}(\frac{s_i}{\varphi_i})$ 替代符号函数 $\text{sign}(s_i)$ 。选取边界层参数 $\varphi_1 = 0.005$, $\varphi_2 = 0.01$, $\varphi_3 = 0.05$ 。

选取系统的初始状态为 $\mathbf{x}_0 = [-1.18, -0.70, -0.16, -0.11, 0.60]^T$,分别用等速、指数及幂次趋近律,对系统控制过程进行仿真分析,图2为不同趋近律分别在最优控制效果下的系统响应曲线。



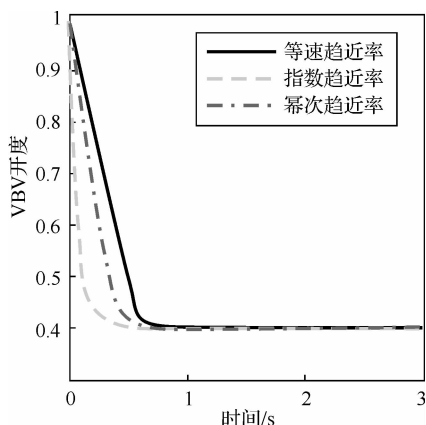


图2 不同趋近律的系统响应曲线

从仿真曲线的分析可知:

1) 在合适的趋近律控制参数下,使用等速、指数和幂次趋近律均能达到较好的控制效果,系统响应速度快,输出转速变量无超调,输出高压涡轮出口总温变量和控制变量 W_f 的超调量相对较小,控制变量 VSV 和 VBV 无超调。

2) 相比之下,采用常规的等速趋近律时,控制参数只有 1 个,但输出状态量和控制量易产生陡增陡降,而采用指数和幂次趋近律时,虽然控制参数增加使控制过程更复杂,但系统的状态变化较平缓,因此采用指数和幂次趋近律能进一步优化控制效果。

3) 指数趋近律比幂次趋近律的响应速度更快,且系统状态变化更平缓,因此采用指数趋近律能获得最好的系统性能和控制效果。

3.2 用趋近律优化全局快速 Terminal 滑模控制的仿真分析

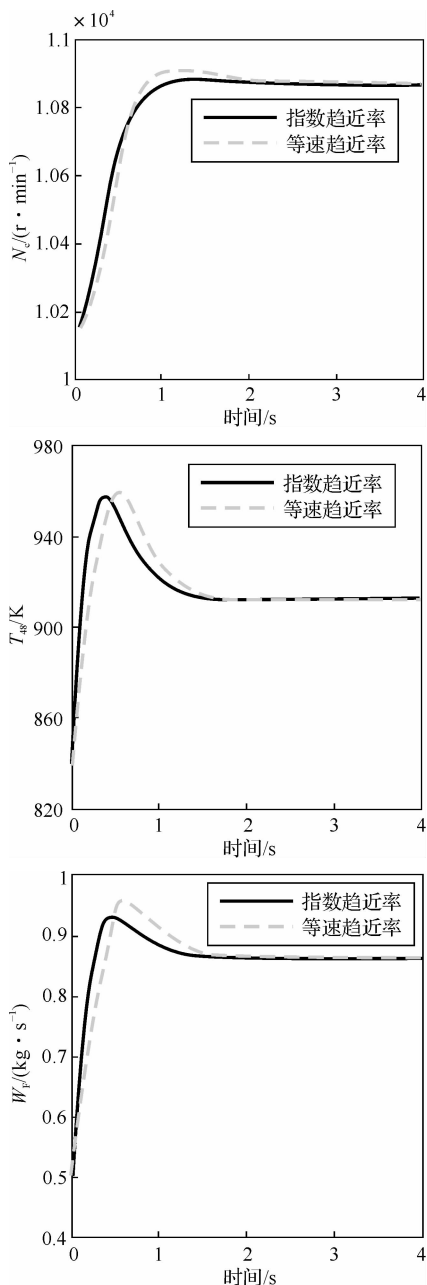
仍以 CMAPSS-40k 模型在地面慢车附近的线性化矩阵作为仿真对象,对其进行归一化和增广后,选取系统的初始状态为 $\mathbf{x}_0 = [-1.18, -0.70, -0.16, -0.11, 0.60]^T$,分别用常规的等速趋近律和控制效果较好的指数趋近律对系统进行仿真,仿真结果如图 3 所示。其中,公式(8)中参数 $p=9$, $q=7$, $c_i=2$, $\beta_i=1.5$, $i=1,2,\dots,5$ 。整定后的参数如下:用等速趋近律时, $\eta_1=\eta_2=\eta_3=\eta_4=0.3$ 、 $\eta_5=1.5$,此时控制效果相对较好;而用指数趋近律时, $\eta_1=\eta_2=\eta_3=\eta_4=0.2$ 、 $\eta_5=1$, $k_i=4$, $i=1,2,\dots,5$ 。

通过对仿真结果分析可知:使用常规的等速趋近律,系统的转速、输出温度和控制量均出现明显的超调;相比之下,指数趋近律的系统响应速度更快,且控制量的超调更小,系统状态量变化平稳,转速基本无超调,控制对象的动态性能更好。因此,采用指数趋近律对全局快速非奇异 Terminal 滑模控制有优化作

用,优化后系统具有更快的响应和更强的鲁棒性。

针对利用指数趋近律的全局快速 Terminal 滑模控制和全局快速非奇异 Terminal 滑模控制进行了相应的仿真比较试验,结果如图 4 所示。

对其分析可知,虽然两者的系统响应速度和超调量差别不大,但全局快速 Terminal 控制量和输出量易产生抖振而不容易收敛,全局快速非奇异 Terminal 控制的稳定性优于单纯的全局快速 Terminal 控制。这是由于全局快速 Terminal 控制在仿真过程中,为避免奇异而舍去了幂次项,对控制结果产生了一定的影响。



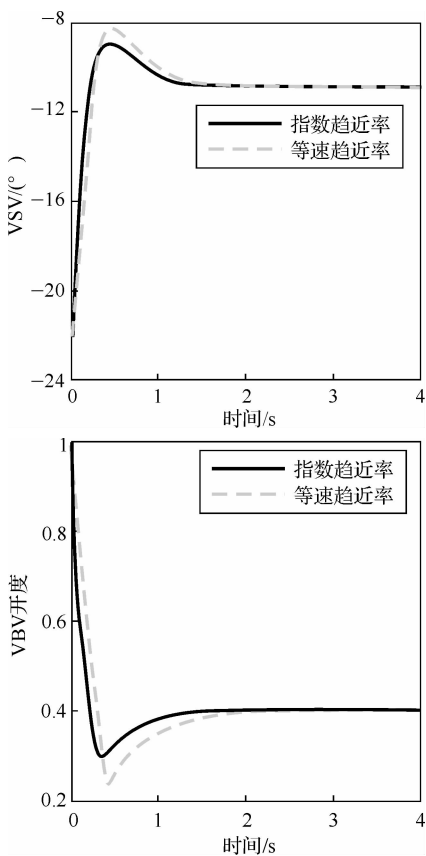


图 3 不同趋近律的全局快速非奇异 Terminal 滑模控制系统响应曲线

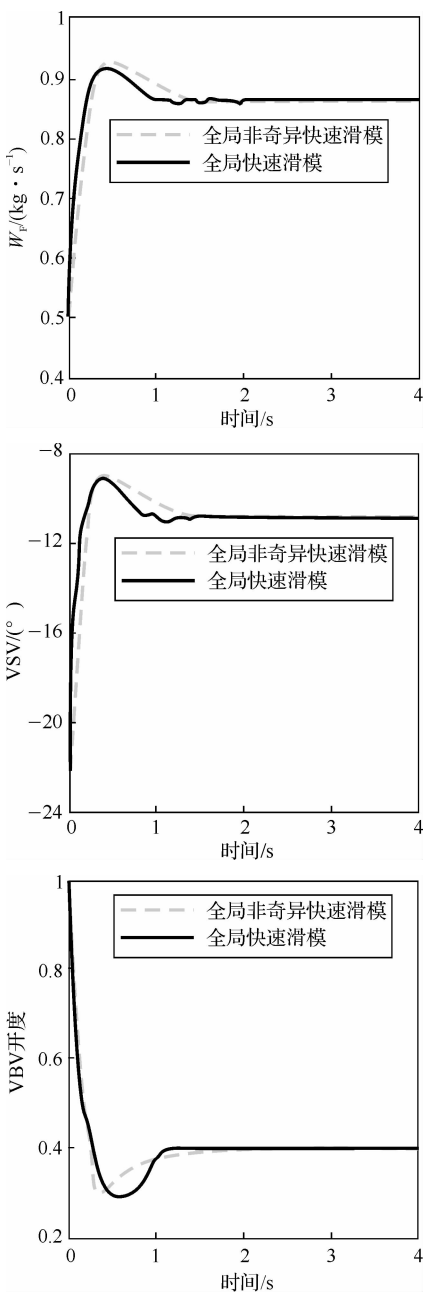
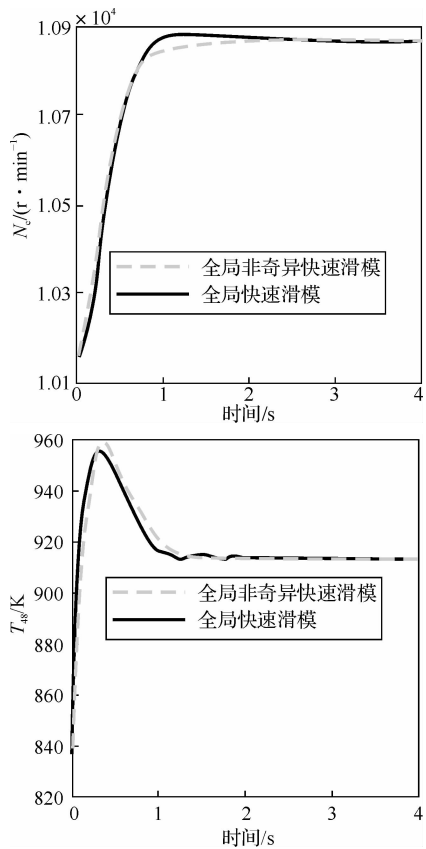


图 4 指数趋近律的 Terminal 滑模控制系统响应曲线

4 结论

本文以 CMAPSS-40k 民用涡扇发动机的线性化模型为研究对象,通过仿真比较采用不同趋近律对滑模控制的优化效果。利用综合控制效果较好的指数趋近律,对全局快速非奇异 Terminal 滑模控制进行优化,并分析其与全局快速 Terminal 滑模控制相比的优点。得到的结论主要如下:

1) 在合适的趋近律控制参数下,对比等速趋近律,采用指数和幂次趋近律均能进一步优化滑模控

制效果,但缺点是控制参数的增加使仿真调试过程更复杂。而相比之下,指数趋近律的响应速度更快,且系统状态变化更平缓,因此采用指数趋近律能获得最优的系统性能和控制效果。

2) 采用指数趋近律对全局快速非奇异 Terminal 滑模控制有优化作用,优化后系统具有更快的响应和更强的鲁棒性;由于没有奇异性项的影响,全局快速非奇异 Terminal 控制的稳定性优于单纯的全局快速 Terminal 控制。

参考文献:

- [1] 章仁华,马静. 航空发动机准滑动模态变结构控制[J]. 计算机仿真,2011,28(1):103-106.
- [2] Hanz Richter. 涡扇发动机先进控制[M]. 覃道亮,王曦,译. 北京:国防工业出版社,2013.
- [3] Richter H, A multi-regulator sliding mode control strategy for output-constrained systems[J], Automatica, 2011,47(10):2251-2259.
- [4] Slotine J J, Sastry S S. Tracking control of nonlinear systems using sliding surfaces with application to robot manipulator[J]. International Journal of Control, 1983,38(2):465-492.
- [5] 任立通,谢寿生,苗卓广,等. 基于 Kalman 滤波的航空发动机模糊边界层滑模控制[C]. 2013 年首届中国航空科学技术大会论文集,北京:中国航空学会,2013:1-7.
- [6] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M]. 北京:科学出版社,1996.
- [7] 何秀然,谢寿生,邹仕军,等. 基于 PID 趋近律的航空发动机滑模变结构控制[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2009,10(3):15-20.
- [8] Lu Y S, Chen J S. Design of a global sliding mode controller for motor driver with bounded control[J]. International Journal of Control, 1995,62(5):1001-1019.
- [9] 李勇,樊丁. 航空发动机变结构全局快速 Terminal 滑动模态控制方法研究[J]. 计算机测量与控制,2012,20(12):3225-3227.
- [10] Frederick D, DeCastro J, Litt J, Users Guide for the Commercial Modular Aero-Propulsion System Simulation (C-MAPSS) [R], Tech. rep. NASA TM-2007-215026, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio, 2007.
- [11] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M]. 北京:清华大学出版社,2005.
- [12] 孙晖,刘尚明,邓奇超. 航空发动机多变量滑模控制趋近律优化研究[J]. 热力透平,2015(1).
- [13] Utkin V, Young K. Methods for constructing discontinuity planes in multidimensional variable structure systems[J]. Automation and Remote Control, 1978,39(10):1466-1470.
- [14] 苗卓广,谢寿生,张波,等. 航空发动机自适应全局快速非奇异 Terminal 滑模控制[J]. 航空动力学报,2013,28(11):2634-2640.
- [15] 苗卓广,谢寿生,王海涛,等. 基于 RBF 网络的航空发动机 Terminal 滑模控制[J]. 航空动力学报,2010,25(12):2821-2826.

Research of Optimizing Global Fast Sliding Mode Control Using Reaching Law in Aero-engine

SUN Hui, LIU Shang-ming, DENG Qi-chao

(Key Laboratory for Thermal Science and Power Engineer of Ministry of Education,
Department of Thermal Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Aiming at optimizing performance of aero-engine sliding mode controller(SMC), the linear model CMAPSS-40k of a multi-input multi-output(MIMO) turbofan engine was used for simulation. Constant speed reaching law, exponential and power reaching law were proposed and optimizing effect of different reaching laws was compared. On this basis, exponential reaching law was designed for global fast terminal SMC and global fast non-singular terminal SMC. Simulation results show that the modified global fast non-singular terminal SMC controller has shorter response time and better robustness.

Key words: aero-engine; sliding mode control; reaching law; optimization; global fast non-singular terminal sliding mode control