

航空发动机模糊 PID 趋近律滑模控制器设计

李腾辉, 谢寿生[✉], 彭靖波, 何大伟, 贾伟州

(空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038)

摘要 针对航空发动机是一个强非线性系统,设计了一种基于模糊 PID 趋近律的航空发动机滑模控制器。模糊理论实现了 PID 趋近律 3 个参数的动态自适应调整,在保证控制响应快速性的前提下,还能极大的削弱系统的抖振。通过仿真,模糊 PID 趋近律控制器的 \bar{n}_H 响应时间较等速趋近律快了 0.92 s,仅落后固定参数 PID 趋近律 0.11 s,且稳态误差较其他两种控制器分别减少了 6.89×10^{-5} 与 1.68×10^{-5} ; π_T 的响应时间较等速趋近律快了 0.56 s,仅落后固定参数 PID 趋近律 0.23 s,且稳态误差分别减少了 6.38×10^{-6} 与 6.11×10^{-7} 。通过对比可以看出模糊 PID 趋近律的航空发动机滑模控制器抑制抖振的效果明显更强,而且对控制的快速性影响不大,证明了该种控制器的有效性。

关键词 航空发动机;PID 趋近律;模糊理论;滑模控制器

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2018.02.003

中图分类号 V233.7 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2018)02-0015-06

A Design of Sliding Mode Controller for Aero-engine Based on Fuzzy PID Approaching Law

LI Tenghui, XIE Shousheng[✉], PENG Jingbo, HE Dawei, JIA Weizhou

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: A sliding mode controller based on fuzzy-PID approaching law for aero-engine with strong non-linearity is designed, PID approaching law enables 3 parameters to set the approaching process into different parts to control, and enhance the approaching speed and suppress chattering. The fuzzy theory realizes PID approaching law's three parameters of dynamic adaptive adjustment, further improves chattering reduction effect. \bar{n}_H response time of fuzzy-PID approaching law controller is 0.92 s less than that of the constant speed approaching law, and is 0.11 s more than that of the fixed-PID approaching law, and the steady-state error reduce by 6.89×10^{-5} and 1.68×10^{-5} respectively compared to other two kinds of controller respectively. π_T response time of fuzzy-PID approaching law controller is 0.56 s less than that of the constant speed approaching law, and is 0.23 s more than that of the fixed-PID approaching law, and the steady-state error reduces by 6.38×10^{-6} and 6.11×10^{-7} respectively compared to other two kinds of controller respectively. By contrast, the sliding mode controller based on fuzzy-PID approaching law for aero-engine is better in suppressing chattering than other controller, the impact of quickness is not large, and proving

收稿日期: 2017-09-26

基金项目: 国家自然科学基金(51476187;51506221)

作者简介: 李腾辉(1994—),男,湖南娄底人,硕士生,主要从事飞机推进系统综合控制与故障诊断研究. E-mail:861857472@qq.com

通信作者: 谢寿生(1959—),男,四川成都人,教授,博士生导师,主要从事飞机推进系统研究. E-mail:xiess369@126.com

引用格式: 李腾辉, 谢寿生, 彭靖波, 等. 航空发动机模糊 PID 趋近律滑模控制器设计 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2018, 19(2): 15-20. LI Tenghui, XIE Shousheng, PENG Jingbo, et al. A Design of Sliding Mode Controller for Aero-engine Based on Fuzzy PID Approaching Law [J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(2): 15-20.

the validity of this controller.

Key words: aero-engine; PID approaching law; fuzzy theory; sliding mode controller

航空发动机是一个复杂的非线性不确定系统,其工作范围巨大,工作环境复杂,参数变化范围较大,传统的线性控制器难以满足航空发动机大范围、高精度的控制要求^[1-3]。

滑模变结构控制又称为滑动模态控制,即滑模变结构控制是前苏联学者 Emelyapunov, Utkin, Itkin 在 20 世纪 60 年代初共同提出的一种非线性控制方法^[4],响应速度快、鲁棒性强等优点,受到了广大学者的重视^[5-7],但是在进行切换控制时会产生系统抖振,该种高频抖振会激发系统未建模特性,极大影响系统的控制性能。高为炳提出了一种趋近律消除抖振的方法引起了极大的关注^[8],文献[9]提出了一种 PID 趋近律的滑模控制器设计方法,有效的削减了系统抖振。本文针对 PID 趋近律参数选择问题设计了一种模糊自适应整定 PID 参数的比例积分-微分-趋近律滑模控制器。

1 PID 趋近律

高为炳提出了趋近律^[8]的概念,为变结构控制系统提供了一种消除抖振的方法。传统趋近律有等速、指数、幂次、一般趋近律等^[10-11]。

随着对趋近律研究的不断深入,单一趋近律已经不能满足对系统抖振的要求,多种趋近律的组合成为人们研究的热点,组合趋近律能够将多个单一趋近律的优点进行融合,对系统趋近滑动模态以及稳态整个过程进行分段控制,大大提高了趋近速度和减小了抖振幅度。

1.1 PID 趋近律的设计

组合趋近律防抖振性能会因控制器的切换功率不同而参差不齐,到达滑动模态的时间也不是最优,而加入比例项、积分项和微分项的趋近律则能很好的改善这一缺点。该趋近律为:

$$\dot{s} = -l(s + \operatorname{sgn}(s)l) - \operatorname{sgn}(s)m \int_{t_0}^t |s| dt - n\dot{s} \quad (1)$$

式中: $l > 0$ 为比例系数; $m > 0$ 为积分系数; $n > 0$ 为微分系数,积分项主要是控制抖振的幅度,微分项主要是系统进入滑模面后对高频抖振起到抑制作用; t_0 为系统初次到达滑模面时间; t 为当前时刻。

1.2 存在和到达条件分析

由式(1)整理得,

$$(1+n)\dot{s} = -l(s + \operatorname{sgn}(s)l) - \operatorname{sgn}(s)m \int_{t_0}^t |s| dt \quad (2)$$

当 $s > 0$ 且 $s \rightarrow 0^+$ 时,

$$(1+n)\dot{s} = -l(s + \operatorname{sgn}(s)l) - \operatorname{sgn}(s)m \int_{t_0}^t |s| dt < 0 \quad (3)$$

则有:

$$\lim_{s \rightarrow 0^+} \dot{s} = -\frac{l}{(1+n)}(s + \operatorname{sgn}(s)l) - \operatorname{sgn}(s) \frac{m}{(1+n)} \int_{t_0}^t |s| dt < 0 \quad (4)$$

得 $s\dot{s} < 0$ 。

当 $s < 0$ 且 $s \rightarrow 0^-$ 时:

$$\lim_{s \rightarrow 0^-} \dot{s} = -\frac{l}{(1+n)}(s + \operatorname{sgn}(s)l) - \operatorname{sgn}(s) \frac{m}{(1+n)} \int_{t_0}^t |s| dt > 0 \quad (5)$$

则有:

$$\lim_{s \rightarrow 0^-} \dot{s} = -\frac{l}{(1+n)}(s + \operatorname{sgn}(s)l) - \operatorname{sgn}(s) \frac{m}{(1+n)} \int_{t_0}^t |s| dt > 0 \quad (6)$$

得 $s\dot{s} < 0$ 。综上所述,该比例-积分-微分趋近律满足滑动模态存在和到达条件。

1.3 趋近速率分析

由式(2)可解得:

$$\begin{cases} \dot{s} = -\frac{l}{(1+n)}(s+L) - \frac{m}{(1+n)} \int_{t_0}^t |s| dt, & s > 0 \\ \dot{s} = -\frac{l}{(1+n)}(s-L) + \frac{m}{(1+n)} \int_{t_0}^t |s| dt, & s \leq 0 \end{cases} \quad (7)$$

在系统第 1 次到达滑模面之前,不存在积分项。

对上式进行求解得:

$$\begin{cases} s(t) = -l + [s(0) + L]e^{-l/(1+n)}, & s > 0 \\ s(t) = -l + [s(0) - L]e^{-l/(1+n)}, & s \leq 0 \end{cases} \quad (8)$$

当 $s(t) = 0$, 解式(8)得:

$$\begin{cases} \ln \frac{s(0) + L}{l} = lt_0 / (1+n), & s > 0 \\ \ln \frac{s(0) - L}{l} = lt_0 / (1+n), & s \leq 0 \end{cases} \quad (9)$$

由式(9)可得系统第 1 次到达滑模面的时间:

$$\begin{cases} t_0 = \frac{1+n}{l} \ln \frac{s(0) + L}{l}, & s > 0 \\ t_0 = \frac{1+n}{l} \ln \frac{s(0) - L}{l}, & s \leq 0 \end{cases} \quad (10)$$

由上式可知,到达时间 t_0 是有限值。且比例系数 l 越大,积分系数 n 越小,则趋近时间越短。但由于系统的抗干扰性等因素,比例系数 l 不宜过大;当系统第 1 次进入滑模面后,微分项对系统高频抖振

起到主要的抑制作用,微分系数 n 也不宜过小。

2 模糊 PID 趋近律的航空发动机滑模控制器设计

2.1 滑模面设计

某型涡轴式航空发动机离散控制系统状态空间模型如下:

$$\begin{cases} \mathbf{X}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{X}(k) + \mathbf{B}\mathbf{U}(k) + \mathbf{\Gamma}w(k) \\ \mathbf{Y}(k) = \mathbf{C}\mathbf{X}(k) + \mathbf{D}\mathbf{U}(k) + v(k) \end{cases} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{X}(k) = [\bar{n}_H, \bar{n}_L]$; $\mathbf{U}(k) = [\bar{W}_f, \bar{\alpha}]$; $\mathbf{Y}(k) = [\bar{n}_H, \bar{n}_L]$; $w(k)$ 、 $v(k)$ 分别为过程噪声和测量噪声; $\mathbf{A} \in R^{2 \times 2}$ 、 $\mathbf{B} \in R^{2 \times 2}$ 、 $\mathbf{C} \in R^{2 \times 2}$ 、 $\mathbf{D} \in R^{2 \times 2}$ 、 $\mathbf{\Gamma} \in R^{2 \times 2}$ 为系数矩阵; \bar{n}_H 为压气机涡轮相对转速; \bar{n}_L 为自由涡轮相对转速; \bar{W}_f 、 $\bar{\alpha}$ 分别为供油量和压气机可变导叶角的相对量。根据发动机模型及发动机控制原理,滑模控制中利用状态误差和其一阶导数建立滑模面,设计离散滑模控制滑模面为:

$$\mathbf{S}(k) = \mathbf{F} \cdot \mathbf{X}(k) = \begin{bmatrix} z_1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{X}_1(k) \\ \mathbf{X}_2(k) \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中: $\mathbf{F} = \text{diag}[z_1, 1]$ 为滑模面常数矩阵。将系统模型化为二次标准型:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_1(k+1) = a_{11}\mathbf{X}_1(k) + a_{12}\mathbf{X}_2(k) \\ \mathbf{X}_2(k+1) = a_{21}\mathbf{X}_1(k) + a_{22}\mathbf{X}_2(k) + \mathbf{B}_2\mathbf{U}(k) \end{cases} \quad (13)$$

$$\mathbf{S}(k) = z_1\mathbf{X}_1(k) + \mathbf{X}_2(k) \quad (14)$$

将式(14)代入式(13)得:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_1(k+1) = (a_{11} - a_{12}z_1)\mathbf{X}_1(k) + a_{12}\mathbf{S}(k) \\ \mathbf{X}_2(k+1) = a_{21}\mathbf{X}_1(k) + a_{22}[\mathbf{S}(k) - z_1\mathbf{X}_1(k)] + \mathbf{B}_2\mathbf{U}(k) \end{cases} \quad (15)$$

在系统第 1 次到达滑模面时有:

$$\mathbf{S}(k_0) = 0, k_0 \neq 0 \quad (16)$$

解式(15)得:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_1(k+1) = (a_{11} - a_{12}z_1)\mathbf{X}_1(k) \\ \mathbf{X}_2(k+1) = a_{21}\mathbf{X}_1(k) - a_{22}z_1\mathbf{X}_1(k) + \mathbf{B}_2\mathbf{U}(k) \end{cases} \quad (17)$$

假设上式有极点 λ 满足下面方程的根在左平面:

$$|\mathbf{I}_1\lambda - (a_{11} - a_{12}z_1)| = 0 \quad (18)$$

确定 k 之后,则滑模面常数矩阵 \mathbf{F} 即可解得:

$$\mathbf{F} = \text{diag}[z_1, 1] \quad (19)$$

2.2 趋近律的建立以及控制变量方程的求取

趋近律的建立对于系统快速趋近于滑动模态以及减小系统抖振具有非常重要的影响。前文建立的比例-积分-微分组合趋近律,在系统未进入滑模面的趋近初期,比例项能够使系统快速趋近于滑模面;在进入滑模面后,积分项开始作用于降低系统抖振的幅度;微分项的作用在于抑制系统高频抖振。

由于所用系统为离散状态空间模型,离散滑模

控制严格意义上讲不是真正的滑模运动,而是一种准滑模运动,系统很难在滑模面上稳定下来,系统运动点在滑模面两侧的边界层中来回运动,在边界层之外,准滑模运动和滑模运动无异。为降低系统在滑动模态快速切换时产生的抖振,通常采用饱和函数 $\text{sat}(s)$ 代替 $\text{sgn}(s)$, 即:

$$\text{sat}(s) = \begin{cases} 1, & s > \Delta \\ rs, & |s| \leq \Delta \\ -1, & s < -\Delta \end{cases} \quad (20)$$

式中: $\Delta > 0$ 为边界层厚度; $r = 1/\Delta$ 。比例-积分-微分趋近律为:

$$\begin{cases} \mathbf{S}(k+1) = \frac{-l\mathbf{T} + n + 1}{n + 1}\mathbf{S}(k) - \frac{m\mathbf{T}}{n + 1} \sum_{k_0}^k \mathbf{T}\mathbf{S}(k) - \frac{l^2\mathbf{T}}{n + 1}, \mathbf{S}(k) > \Delta \\ \mathbf{S}(k+1) = \frac{-l\mathbf{T} - l^2\mathbf{T}r + n + 1}{n + 1}\mathbf{S}(k) - \frac{rm\mathbf{T}^2}{n + 1}\mathbf{S}(k) \sum_{k_0}^k |\mathbf{S}(k)|, -\Delta \leq \mathbf{S}(k) \leq \Delta \\ \mathbf{S}(k+1) = \frac{-l\mathbf{T} + n + 1}{n + 1}\mathbf{S}(k) + \frac{m\mathbf{T}}{n + 1} \sum_{k_0}^k \mathbf{T}\mathbf{S}(k) + \frac{l^2\mathbf{T}}{n + 1}, \mathbf{S}(k) < -\Delta \end{cases} \quad (21)$$

由式(11)和式(12)可得等效控制 $\mathbf{U}(k)$ 为:

$$\mathbf{U}(k) = -(\mathbf{FB})^{-1}[\mathbf{FAX}(k) - \mathbf{S}(k+1)] \quad (22)$$

通过式(22)可知,在状态量已知的情况下,可以求得下一时刻的状态变量和输出变量。

2.3 基于模糊 PID 趋近律的滑模控制器设计

PID 趋近律能够有效地削减系统的抖振,但是其中比例、积分、微分 3 个参数的选择对控制效果会造成较大的影响,而且参数的选择也应该随到达滑模面的时间而变化,因此,设计了一种基于模糊理论的参数自适应 PID 趋近律的滑模控制器。

模糊理论是一种由专家构造语言信息并将其转化为控制策略的一种系统推理方法,该方法的特点在于推理能力较强,鲁棒性较强,不需要精确的模型^[11-13]。其中模糊 PID 控制受到了广泛的关注^[14-15]。

模糊控制器的输入量为滑模切换函数 $\mathbf{S}(k)$ 及其变化量 $\Delta\mathbf{S}(k)$, 其中 $\Delta\mathbf{S}(k) = \mathbf{S}(k+1) - \mathbf{S}(k)$, 它们代表了抖振的强弱,输出量为 PID 趋近律的 3 个参数 l, m, n , 模糊输入量与输出量语言的模糊集分别为: $\{PB, PM, PS, ZR, NS, NM, NB\}$, $\{B, MB, M, MS, S\}$, 分别进行归一化处理,得到输入量与输出量的论域子集为:

$$\mathbf{X} = \{-1, -0.75, -0.5, -0.25, 0, 0.25, 0.5, 0.75, 1\} \quad (23)$$

$$\mathbf{Y} = \{2, 4, 6, 8, 10\} \quad (24)$$

图2和图3分别给出了控制器输入和输出的隶属函数曲线,表1为模糊控制规则。

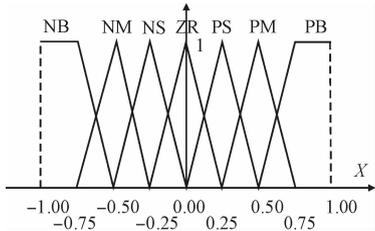


图1 模糊控制器输入隶属度函数

Fig. 1 The input membership function of fuzzy controller

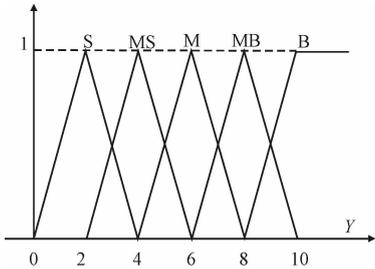


图2 模糊控制器输出隶属度函数

Fig. 2 The output membership function of fuzzy controller

表1 模糊规则表

Tab. 1 The fuzzy rule table

s	Δs						
	NB	NM	NS	ZR	PS	PM	PB
NB	S	S	MB	M	MS	B	MS
NM	S	S	S	MB	M	MS	B
NS	MB	S	S	S	MB	M	MS
ZR	M	MB	S	S	S	MB	M
PS	MS	M	MB	S	S	S	MB
PM	B	MS	M	MB	S	S	S
PB	MS	B	MS	M	MB	S	S

模糊PID趋近律滑模控制器结构见图3。

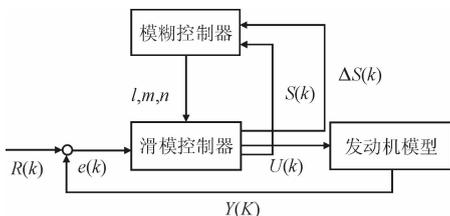


图3 模糊PID趋近律滑模控制器结构图

Fig. 3 The structure of fuzzy-PID reaching law sliding mode controller

控制系统状态空间模型。

$$\begin{cases} \mathbf{X}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{X}(k) + \mathbf{B}\mathbf{U}(k) \\ \mathbf{Y}(k) = \mathbf{C}\mathbf{X}(k) + \mathbf{D}\mathbf{U}(k) \end{cases} \quad (25)$$

式中: $\mathbf{X}(k) = [\bar{n}_H, \bar{n}_L]$; $\mathbf{U}(k) = [\bar{W}_f, A_e]$; $\mathbf{Y}(k) = [T_6, \pi_T]$; $\mathbf{A} \in R^{2 \times 2}$ 、 $\mathbf{B} \in R^{2 \times 2}$ 、 $\mathbf{C} \in R^{2 \times 2}$ 、 $\mathbf{D} \in R^{2 \times 2}$ 为系数矩阵; \bar{n}_H 为压气机高压转子转速; \bar{n}_L 为低压转子转速; \bar{W}_f 、 A_e 分别为供油量和可变尾喷管截面积; T_6 为涡轮后温度; π_T 为涡轮落压比。

在 $Ma=0, H=0$ km, 模型常数矩阵为:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -4.1738 & -0.0721 \\ 1.2877 & -0.6188 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.60994 & 0.48945 \\ 0.63024 & 0.3949 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} -1.6274 & 0.70966 \\ 2.3866 & -1.4792 \end{bmatrix}, \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0.28352 & 0.03706 \\ 0.2071 & 0.6785 \end{bmatrix} \quad (26)$$

应用模糊PID趋近律的滑模变结构控制器关键在于PID趋近律初始参数的选择。为了抑制滑模控制存在的高频抖振,同时兼顾到达滑模面的快速性与实际控制对象的抗干扰性与功率有效性,比例项的选择不能过大,否则只能保证滑模面的快速到达,且会使得在滑模面附近来回振荡,使得高频导诊恶化。而微分项是抑制抖振的关键指标,因此微分项不宜过小,否则抑制抖振的效果不明显。积分项的作用是为了使得精确到达滑模面,故该项的不宜过大。滑模控制器参数设定初始值为比例系数 $l=30$ 、积分系数 $m=1$ 、微分系数 $n=5$,模糊量化因子 $k_e=0.5, k_{\epsilon}=0.1$,由极点配置计算得滑模面常数矩阵:

$$\mathbf{F} = \text{diag}[z_1 \quad 1] = \text{diag}[4.27 \quad 1] \quad (27)$$

仿真中,采样时间为20ms,保持尾喷管不变,给供油量一个0.8的阶跃信号,图4与图5为高压转子转速在不同趋近律的滑模控制下的阶跃响应及其局部放大图。

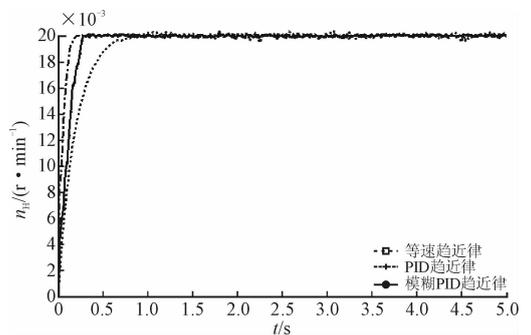


图4 高压转子转速响应曲线

Fig. 4 The response curve of \bar{n}_H

3 仿真及结果分析

由于该控制器在航空发动机控制上具有一定的通用性,故考虑某型涡喷发动机双变量相对化离散

图6与图7为落压比在不同趋近律的滑模控制下的阶跃响应及其局部放大图。从中可以看出PID趋近律滑模控制的响应稳定时间分别为0.25s和

0.19 s,模糊 PID 趋近律的响应时间分别为 0.36 s 和 0.42 s,等速趋近律的响应时间分别为 1.28 s 和 0.98 s,说明 PID 趋近律使得控制过程更快,而模糊 PID 趋近律的响应速度比等速趋近律快,稍慢于固定参数 PID 趋近律。

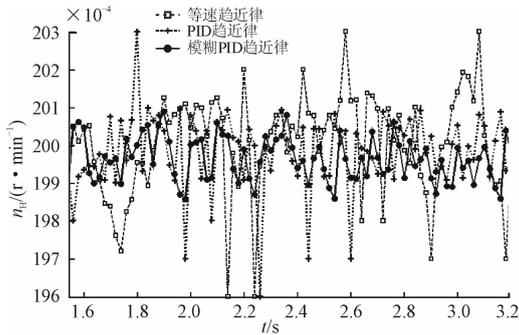


图 5 高压转子转速响应曲线局部图

Fig. 5 The response curve part map of \bar{n}_H

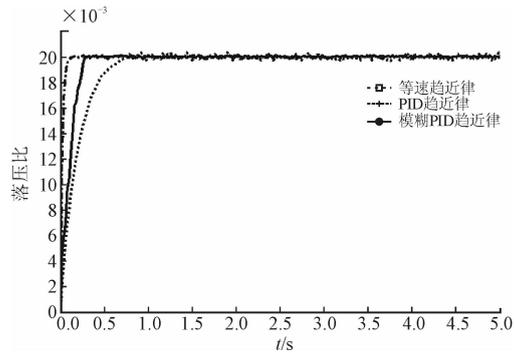


图 6 落压比响应曲线

Fig. 6 The response curve of π_T

从表 2 可以看出模糊 PID 趋近律滑模控制的稳态误差最小,固定参数 PID 趋近律次之。

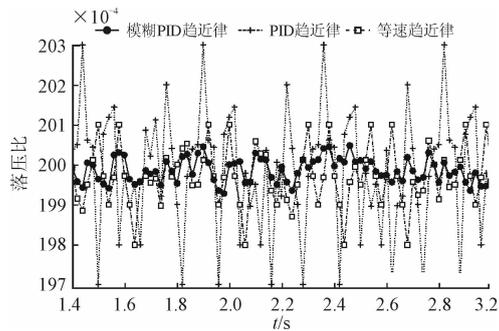


图 7 落压比响应曲线局部图

Fig. 7 The response curve part map of π_T

再取控制器输出量 W_f 的响应曲线来分析不同趋近律下的抖振情况,从图 8 和图 9 可以看出控制器输出量 W_f 在模糊 PID 趋近律的滑模控制中抖振幅度较 PID 趋近律明显减小,表 3 为 0.5 s 后不同趋近律的平均稳态误差,模糊 PID 趋近律的滑模控制平均稳态误差明显小于其他 2 种趋近律滑模控制,从稳态误差的角度进一步说明了模糊 PID 趋近

律的抖振较弱。等速趋近律的滑模控制则在抖振和调节时间上均不如其他 2 种趋近律控制。

表 2 不同趋近律下的 n_H 与 π_T 响应平均稳态误差

Tab. 2 The average response steady-state error n_H and π_T on different reaching law

趋近律类别	n_H 平均稳态误差	π_T 平均稳态误差
等速趋近律	9.42×10^{-5}	7.26×10^{-6}
PID 趋近律	4.21×10^{-5}	1.47×10^{-6}
模糊 PID 趋近律	2.53×10^{-5}	8.76×10^{-7}

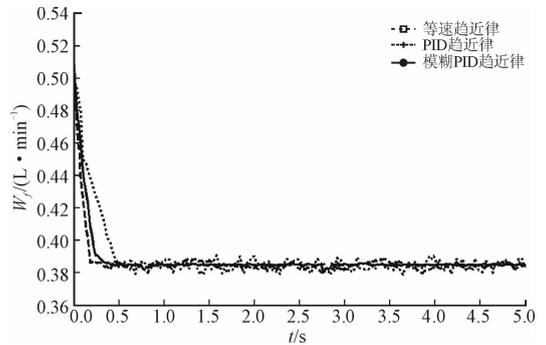


图 8 供油量响应曲线

Fig. 8 The response curve of W_f

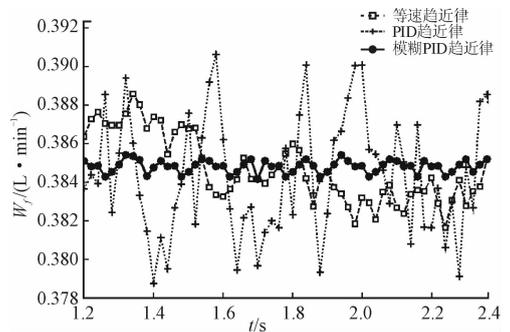


图 9 供油量响应曲线局部图

Fig. 9 The response curve part diagram of W_f

表 3 不同趋近律下的控制量 W_f 响应平均稳态误差

Tab. 3 The average response steady-state error of W_f on different reaching law

趋近律类别	W_f 平均稳态误差 (0.5 s 后)
等速趋近律	9.42×10^{-5}
PID 趋近律	4.21×10^{-5}
模糊 PID 趋近律	2.53×10^{-5}

原因分析:等速趋近律由于以固定速度趋近滑模面,趋近速度大虽然保证前期趋近的快速性,但是在滑模面附近会来回振荡可能形成严重的抖振,甚至造成不稳定;而较小的趋近速度则使得响应速度得不到保证。相较而言,PID 趋近律能够兼顾抖振和响应速度的影响,但是参数的固定使得滑模控制对抖振的抑制作用不能达到最优,而基于模糊理论

的PID趋近律能够通过模糊规则使得比例、积分、微分参数可调,在前期通过增大比例系数使得趋近速度加快,后期接近滑模面时减小比例系数,增大积分系数减小抖振振幅,减少稳态误差,同时增大微分系数抑制抖振,兼顾了响应速度与抑制抖振。

4 结语

本文主要针对航空发动机滑膜变结构控制中的抖振问题提出了一种基于模糊PID趋近律的滑模控制器,为减小滑模控制过程中的系统抖振从而提升控制性能,将比例-积分-微分组合趋近律和模糊理论结合起来应用于滑模控制中,通过模糊控制器来对PID趋近律的3个参数进行自适应调整,从而使得提升控制效果。仿真结果表明,该控制器具有良好的控制响应过程,保证了系统的控制速率,有效降低了系统抖振。但是该控制器在应用于实际工程系统中将还会面临诸多问题,例如如何来调整参数才不致系统失控或造成系统元件损坏;在实际工程应用该模糊调整规则能否适应复杂多变的外界环境,这将是下一步研究的方向。

参考文献(References):

- [1] 樊丁,赵庆荣. 航空发动机全程滑态变结构控制研究[J]. 推进技术, 2002, 23(6): 465-468.
FAN D, ZHAO Q R. Aircraft Engine Whole Sliding Mode Variable Structure Research [J]. Propulsion Technology, 2002, 23(6): 465-468. (in Chinese)
- [2] REN L T, XIE S S, MIAO Z G, et al. Fuzzy Robust Sliding Mode Control of a Class of Uncertain Systems [J]. Journal of Central South University, 2016, 23(9): 2296-2304.
- [3] LIU Y H, NIU Y G, ZOU Y Y. Sliding Mode Control for Uncertain Switched Systems Subject to Actuator Nonlinearity [J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2014, 12(1): 57-62.
- [4] UTKIN V I. Variable Structure Systems with Sliding Modes [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1997, 22(2): 212-222.
- [5] KAO Y G, XIE J, ZHANG L X, et al. A Sliding Mode Approach to Robust Stabilisation of Markovian Jump Linear Time-Delay Systems with Generally Incomplete Transition Rates [J]. Nonlinear Analysis: Hybrid Systems, 2015, 17: 70-80.
- [6] XIE L B, SHIEH L S, WU C Y, et al. Digital Sliding Mode Controller Design for Multiple Time-Delay Continuous-Time Transfer Function Matrices with a Long Input-Output Delay [J]. Journal of Process Control, 2015, 25: 78-93.
- [7] 苗卓广,谢寿生,王磊,等. 航空发动机多模型预测滑模控制[J]. 推进技术, 2012, 33(3): 472-477.
MIAO Z G, XIE S S, WANG L, et al. The Sliding Mode Control of Aero-Engine Model Predicts [J]. Propulsion Technology, 2012, 33(3): 472-477. (in Chinese)
- [8] 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.
GAO W B. Variable Structure Control Theory and Design Method [M]. Beijing: Science Press, 1996. (in Chinese)
- [9] 何秀然,谢寿生. 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, 15(3): 3-06.
HE X R, XIE S S. Aeroengine Sliding Mode Variable Structure Controller Based on PID Reaching Law [J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2009, 15(3): 3-6. (in Chinese)
- [10] CHEN B, NIU Y G, ZOU Y Y. Sliding Mode Control for Stochastic Markovian Jumping Systems Subject to Successive Packet Losses [J]. Journal of the Franklin Institute, 2015, 351(4): 2169-2184.
- [11] REN L T, XIE S S. Chattering Analysis for Discrete Sliding Mode Control of Distributed Control Systems [J]. Journal of System Engineering and Electronics, 2016, 27(5): 1096-1107.
- [12] REN L T, XIE S S. Fuzzy Robust Sliding Mode Control of a Class of Uncertain Systems [J]. Journal of Central South University, 2016, 23(9): 2296-2304.
- [13] 蔡开龙,谢寿生. 航空发动机多变量模糊滑模变结构模型跟踪控制[J]. 推进技术, 2008, 29(6): 737-742.
CAI K L, XIE S S. Multiple Variable Fuzzy Sliding Mode Variable Structure Model Tracking Control for Aeroengine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6): 737-742. (in Chinese)
- [14] 王述彦,师宇. 基于模糊PID控制器的控制方法研究[J]. 机械科学与技术, 2011(1): 166-173.
WANG S Y, SHI Y. The Control Method Research of Fuzzy PID Controller [J]. Machine Science and Technology, 2011(1): 166-173. (in Chinese)
- [15] KYRIAZIS A, MATHIOUDAKIS K. Gas Turbine Fault Diagnosis Using Fuzzy-Based Decision Fusion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(2): 335-343.

(编辑:姚树峰)