

文章编号: 1674-8190(2023)01-128-07

基于RBF神经网络补偿的航空发动机 H_∞ 自适应控制研究

薛红阳, 蔡开龙, 李黄琪, 濮志刚
(南昌航空大学飞行器工程学院, 南昌 330063)

摘要: 航空发动机控制系统是飞行器的重要机构, 航空发动机存在的控制增益衰减和未建模动态等不确定性问题影响了其控制性能, 为此设计将 H_∞ 自适应控制和补偿控制相结合的控制策略。首先, 基于混合灵敏度理论设计 H_∞ 自适应控制器; 然后, 基于Lyapunov严格稳定理论设计RBF神经网络补偿控制器对不确定性进行拟合补偿, 并通过与误差相关的线性函数调整拟合速度; 最后, 以归一化后的航空发动机模型为被控对象进行多变量仿真试验。结果表明: 本文设计的自适应控制器能够有效补偿不确定性, 相比 H_∞ 控制器, 超调量和调节时间都有所降低。

关键词: 航空发动机; 多变量控制; 不确定性; 混合灵敏度; RBF神经网络补偿

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.01.15

Research on H_∞ adaptive control of aero-engine based on RBF neural network compensation

XUE Hongyang, CAI Kailong, LI Huangqi, PU Zhigang
(College of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: Aero-engine control system is an important mechanism of aircraft, the uncertainty of control gain attenuation and unmodeled dynamics of aero-engine can affect its control performance, therefore, a controller combining H_∞ adaptive control and compensation control is designed. Firstly, the H_∞ adaptive controller is designed based on the mixed sensitivity theory. And then, based on Lyapunov strict stability theory, the radial basis function (RBF) neural network compensation controller is designed to compensate the uncertainty, and the fitting speed is adjusted by the linear function related to the error. Finally, the normalized aero-engine model is taken as the controlled object to carry out the multi-variable simulation test. The results show that the adaptive controller designed in this paper can effectively compensate the uncertainty and reduce the overshoot and adjusting time compared with the H_∞ controller.

Key words: aero-engine; multi-variable control; uncertainty; mixed sensitivity; RBF neural network compensation

收稿日期: 2022-02-28; 修回日期: 2022-05-08

基金项目: 江西省双千计划(jxsq2018106057)

通信作者: 蔡开龙, 70692@nchu.edu.cn

引用格式: 薛红阳, 蔡开龙, 李黄琪, 等. 基于RBF神经网络补偿的航空发动机 H_∞ 自适应控制研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(1): 128-134.

XUE Hongyang, CAI Kailong, LI Huangqi, et al. Research on H_∞ adaptive control of aero-engine based on RBF neural network compensation[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(1): 128-134. (in Chinese)

0 引言

航空发动机存在控制增益衰减和未建模动态等不确定性问题。基于标称模型设计的航空发动机控制器,在存在较大不确定性的实际工况运行时,控制性能会受到影响,超调量增大^[1],甚至无法保证系统的稳定^[2]。因此,为了不突破安全限制,控制器通常采用保守的PID控制器,不能达到最优控制效果^[3]。自适应控制可在不确定条件下灵活调整,以取得更好的控制效果。

M. Morteza 等^[4]将模型预测控制(MPC)技术应用于涡扇发动机控制,并采用反馈校正技术补偿被控对象与模型不匹配带来的影响;I. Furtat 等^[5]针对非线性时不变系统,设计了一种具有扰动补偿的输出反馈控制律,在随机噪声条件下表现良好;肖红亮等^[6]提出了基于增广控制的模型参考自适应滑模控制方法,保证了全局渐进稳定和鲁棒性;金鹏飞^[7]提出了一种改进参考模型的模型参考自适应控制,改善了模型动态响应性能;肖红亮等^[8]设计了基于线性二次型调节基准控制器的增广补偿控制,对不确定性具有较好的补偿作用;曹惠玲等^[9]设计了滑模控制与状态动态补偿结合的控制算法,消除了转速控制的超调与抖振;黄如意等^[10]设计了PID控制,序列二次规划采集数据,最小二乘支持向量机训练进行前馈补偿的控制器,改善了过渡态控制效果。上述文献采用多种方法进行航空发动机自适应控制研究,但针对不确定性问题进行的航空发动机多变量补偿控制研究中,补偿控制器大多需要根据数据进行预训练,或不具备学习和记忆能力。黄馨阁^[11]设计了基于神经网络的滑模控制器,但神经网络权值采用梯度下降法设计,易陷入局部最优。

本文针对航空发动机多变量控制的不确定性补偿问题,以 H_∞ 自适应控制器为主控制器,基于可变拟合速率的RBF神经网络设计补偿控制器,通过Lyapunov理论设计神经网络权值,并通过仿真结果对比分析 H_∞ 自适应控制器的控制性能。

1 基于RBF神经网络补偿的 H_∞ 自适应控制器设计

1.1 混合灵敏度

混合灵敏度 H_∞ 自适应控制器设计需要综合考

虑各种因素^[12-13],主要用于降低由内外因素引起扰动的影响,并匹配执行器,使设计的控制器具有良好的控制性能。控制器原理如图1所示,其中 G 为被控对象函数; K 为 H_∞ 自适应控制器函数; r 为指令; d 为外界干扰; e 为跟踪误差; u 为控制器输出; y 为系统输出; W_1 、 W_2 、 W_3 为加权函数; z_1 、 z_2 、 z_3 为系统控制性能要求。

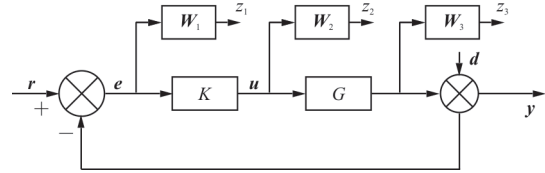


图1 混合灵敏度控制图

Fig. 1 Mixed sensitivity control diagram

图1中,从 r 到 e 、从 r 到 u 、从 r 到 y 的传递函数为

$$\begin{cases} S = (I + GK)^{-1} \\ R = KS \\ T = GK(I + GK)^{-1} \end{cases} \quad (1)$$

式中: S 为灵敏度函数,既反映系统动态响应性能,又反映干扰对系统输出的影响; R 为控制输入函数,反映了系统对执行器输出的要求; T 为补灵敏度函数,反映了未建模状态对系统的影响。

混合灵敏度问题将抑制外界干扰、动态性能和执行器输出三者结合考虑,寻求合适的加权函数 W_1 、 W_2 、 W_3 ,在保证系统稳定前提下满足式(2)所示的 H_∞ 优化设计问题,既而求得控制器 K 。

$$\min \left\| \begin{bmatrix} W_1 S & W_2 R & W_3 T \end{bmatrix}^T \right\|_\infty \leq 1 \quad (2)$$

1.2 神经网络理论

RBF神经网络具有非常强的非线性函数拟合特性,本文根据Lyapunov稳定理论^[14-15],设计RBF神经网络权值自适应律,保证系统的稳定性。RBF神经网络采用式(3)表示。

$$f(x_r) = \mathbf{w}^T \mathbf{h} = w_1 h_1 + w_2 h_2 + \cdots + w_m h_m \quad (3)$$

式中: \mathbf{w} 为神经网络权值, $\mathbf{w} = [w_1, \cdots, w_m]^T$; h 为径向基函数,采用高斯核函数如式(4)所示。

$$h = \exp\left(-\frac{\|x_r - c\|^2}{2b^2}\right) \quad (4)$$

1.3 控制器设计

RBF 自适应控制器分为基准控制器和 RBF 补偿控制器两部分。参考模型由基准控制器和标称模型组成,如图 2 所示。

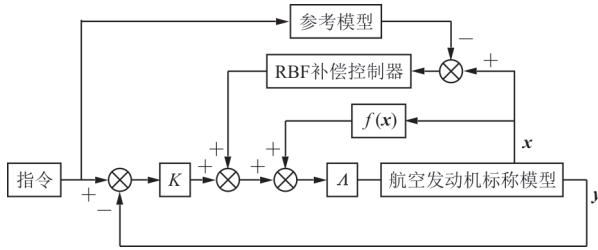


图 2 控制器原理示意图

Fig. 2 Schematic diagram of controller principle

航空发动机状态空间模型为

$$\dot{x} = Ax + B\Lambda[u + f(x)] \quad (5)$$

$$y = Cx \quad (6)$$

式中: x, u, y 分别为系统状态量、控制量及输出量; A, B, C 为相应系数矩阵且已知; $\Lambda \in R^{m \times m}$ 为执行机构输出不确定性, 是未知正常量组成的对角矩阵; $f(x)$ 为系统匹配不确定性^[16]。

定义参考模型为

$$\dot{x}_{\text{ref}} = Ax_{\text{ref}} + Bu_{\text{H}} \quad (7)$$

$$y_{\text{ref}} = Cx_{\text{ref}} \quad (8)$$

引入系统输出与参考模型状态误差:

$$e_r = x - x_{\text{ref}} \quad (9)$$

定义 $u = u_{\text{H}} + u_{\text{R}}$, u_{H} 为 H_{∞} 自适应控制器输出 $u_{\text{H}} = Ke$; u_{R} 为神经网络输出, $u_{\text{R}} = f(e_r)$ 。将 u 代入式(5)得到:

$$\begin{aligned} \dot{x} = Ax + B\Lambda[u + f(x)] = \\ Ax + Bu_{\text{H}} + B[\Lambda u_{\text{H}} + \Lambda u_{\text{R}} - u_{\text{H}} + \Lambda f(x)] \end{aligned} \quad (10)$$

理想情况下, RBF 神经网络可对执行机构性能衰减与匹配不确定性进行完全补偿。

$$u_{\text{R}} = f(e_r) = -u_{\text{H}} + \Lambda^{-1}u_{\text{H}} - f(x) \quad (11)$$

可以得出 $\dot{x} = Ax + Bu_{\text{H}}$ 。在未能进行完全补偿前, 假设 $\hat{f}(e_r) = \hat{w}^T h(e_r)$ 为实际输出, $f(e_r) = w^T h(e_r)$ 为理想输出, $\tilde{w} = \hat{w} - w$, 则 $\tilde{f}(e_r) = \tilde{w}^T h$ 表示理想输出与实际输出之间的误差。航空发动机状态空间模型改写为

$$\dot{x} = Ax + Bu_{\text{H}} + B\tilde{f}(e_r) \quad (12)$$

$$y = Cx \quad (13)$$

联立式(7)和式(12)得到系统状态输出与参考模型状态输出误差:

$$\dot{e}_r = Ae_r + B\tilde{f}(e_r) \quad (14)$$

使用 Lyapunov 直接方法对系统稳定性进行分析, 选取式(15)作为候选函数。

$$V(e_r, w) = e_r^T P e_r + \lambda \text{tr}(\tilde{w}^T \tilde{w}) \quad (15)$$

式中: λ 一般为常数, 用于调整神经网络拟合速度, 本文将 λ 更改为与状态误差范数相关的线性函数, λ 仍为正值。

Lyapunov 方程一般形式为

$$PA + A^T P = -Q \quad (16)$$

$\|Q\| = \|Q^T\| > 0$, Q 的取值将影响神经网络补偿效果, $\|P\| = \|P^T\| > 0$ 是唯一符合要求的解。对式(15)求时间微分。并将式(14)代入式(15)得到:

$$\begin{aligned} \dot{V}(e_r, w) = \dot{e}_r^T P e_r + e_r^T P \dot{e}_r + 2\lambda \text{tr}(\tilde{w}^T \dot{\tilde{w}}) = \\ -e_r^T Q e_r - 2\text{tr}[\tilde{w}^T (\lambda h e_r^T P B - \dot{\tilde{w}})] \end{aligned} \quad (17)$$

令 RBF 神经网络权值自适应律为

$$\dot{\tilde{w}} = \lambda h e_r^T P B \quad (18)$$

则有:

$$\dot{V}(e_r, w) = -e_r^T Q e_r \leq 0 \quad (19)$$

可以得到式(15) Lyapunov 候选函数 $V > 0$, $\dot{V} \leq 0$; 对于任意初始状态 $e_r(t_0) \neq 0$, 在 $t \geq t_0$, 除 $\|e_r\| = 0$ 时, 有 $\dot{V}(e_r) = 0$ 外, $\dot{V}(e_r)$ 不恒等于 0; 且 $\|e_r\| \rightarrow \infty, V(e_r) \rightarrow \infty$, 满足 Lyapunov 理论的全局渐进稳定条件, 因此式(14)是全局一致渐进稳定的, 即 $t \rightarrow \infty, \|e_r\| \rightarrow 0$, 进而推导出系统输出以有界误差稳定跟踪指令。

本文将不确定性引起的大误差, 转化为神经网络补偿引起的小误差。式(12)可以改写为

$$\dot{x} = Ax + Bu_{\text{H}} + d \quad (20)$$

式中: d 为总误差, $d = B\tilde{f}(e_r)$, 即 H_{∞} 自适应控制器设计中的外界干扰, 利用 H_{∞} 自适应控制器将误差影响降低。

2 仿真分析

2.1 航空发动机模型

选用高度 $H = 10 \text{ km}$ 、马赫数 $Ma = 1.5$ 的状态点^[1], 进行控制器的设计。采用主燃油流量 $q_{m,f}$ 和

尾喷管面积 A_8 为执行器输出量,控制高压转子转速 n_H 和低压转子转速 n_L 的状态量。系统输出选为高压转子转速 n_H , 压比 π , 即 $x = [n_H \quad n_L]^T$, $u = [q_{m,f} \quad A_8]^T$, $y = [n_H \quad \pi]^T$ 。状态点标称模型为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (21)$$

将 $\dot{q}_{m,f}$, \dot{A}_8 作为状态变量引入状态空间方程。建立扩展模型,得到:

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p u \quad (22)$$

$$y_p = C_p x_p \quad (23)$$

式中: $x_p = [n_H \quad n_L \quad \dot{q}_{m,f} \quad \dot{A}_8]^T$, $u = [q_{m,f} \quad A_8]^T$ 。

$$A_p = \begin{bmatrix} -6.715 & 2.256 & 0.361 & 0.442 \\ 7.380 & -9.089 & -0.304 & 2.032 \\ 0 & 0 & -20 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix},$$

$$B_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 20 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 10 \end{bmatrix}^T, D_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$C_p = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.473 & 2.320 & 0.371 & -0.717 \end{bmatrix}$$

航空发动机具有强耦合性、建模不确定性以及各种干扰等不利因素。根据不确定模型建立方法,将这些因素简化为系统内部扰动,建立具有不确定性的多输入多输出仿真模型。

$$\dot{x}_p = A_p x_p + B_p \Lambda' [u + f(x_p)] \quad (24)$$

$$y_p = C_p x_p \quad (25)$$

式中: $\Lambda' \in R^{m \times m}$ 为执行机构输出不确定性。

$$f(x_p) = \Theta^T \Phi(x_p) \quad (26)$$

式中: Θ^T 为系统不确定性更新速度; $\Phi(x_p)$ 为系统状态量。

将式(26)转化为式(27):

$$f(x_p) = m \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_H \\ n_L \\ \dot{q}_{m,f} \\ \dot{A}_8 \end{bmatrix} \quad (27)$$

式中: m 为航空发动机由于不确定性造成内部干扰的范围,取 m 为 0.2。

考虑存在 20% 的内部干扰,取 Λ' 为 0.8, 执行器性能仍有 80% 剩余。

2.2 控制参数

在设计航空发动机 H_∞ 自适应控制器时,需要

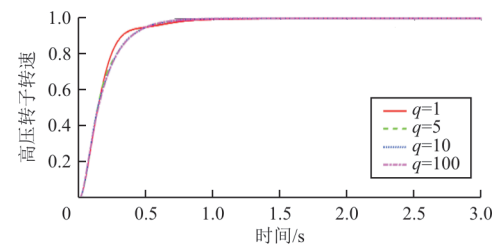
选取符合航空发动机控制要求的权函数,使得控制器满足控制要求。航空发动机从指令到误差的传递函数需要满足动态响应要求和抑制外界干扰,动态调节时间不超过 2 s,稳态时需要抑制外界干扰,应选择具有低通或积分特性的函数。航空发动机从指令到控制器输出的传递函数需要控制输入信号的大小,以避免实际控制量过大或过小造成执行器损伤,为尽量降低系统阶次,通常选常数。航空发动机从指令到系统输出的传递函数需要减小航空发动机不确定性带来的影响,应具有高通性质。另外,航空发动机耦合性强,控制器需有良好的动态解耦性能。经过多次试验,混合灵敏度加权函数选取如下:

$$W_1 = \text{diag} \left[\frac{3 \times s + 20}{0.15 \times s + 0.0001} \quad \frac{3 \times s + 20}{0.15 \times s + 0.0001} \right]$$

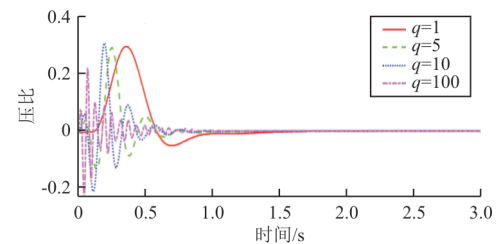
$$W_2 = \text{diag} [1 \quad 1]$$

$$W_3 = \text{diag} \left[\frac{0.001 \times s + 10}{0.1 \times s + 1} \quad \frac{0.001 \times s + 10}{0.1 \times s + 1} \right]$$

在 RBF 神经网络补偿控制器设计中,式(16)的 Q 一般为对角正矩阵, $Q = \text{diag} [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]$, 取 q_1, q_2, q_3, q_4 为同一值 q , q 的值可以取 1、5、10、100, q 不同取值的高压转子转速阶跃响应时高压转子转速(本文转速为归一化值)与压比响应效果如图 3 所示。



(a) 高压转子转速



(b) 压比

图 3 不同 q 取值控制效果对比图

Fig. 3 Comparison chart of control effect of different q

从图3可以看出:RBF神经网络 Q 的取值会影响补偿调节的频率、跟踪性能和振荡情况。取值过小,拟合速度慢;取值过大,振荡频率大。经过多次测试后本文选取的神经网络矩阵 $Q = \text{diag}[1 \ 10 \ 55 \ 100]$,控制效果如图4所示。

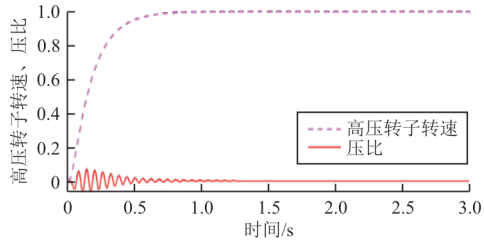
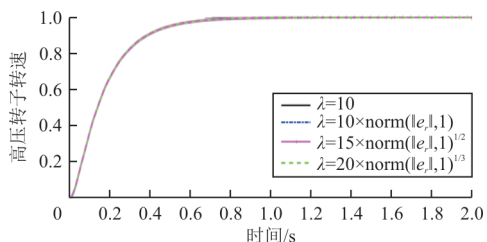


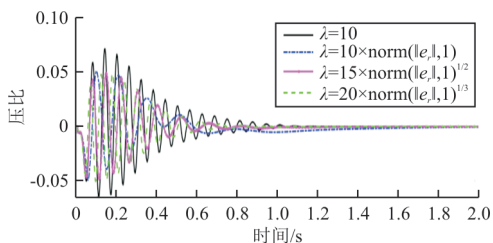
图4 $Q = \text{diag}[1 \ 10 \ 55 \ 100]$ 的控制效果
Fig. 4 Control effect of $Q = \text{diag}[1 \ 10 \ 55 \ 100]$

从图4可以看出:动态响应调节时间小于2s,无超调,无稳态误差;振荡最大超调量小于7.2%。

将RBF神经网络的拟合速度取为不同的线性函数,并与常数拟合速度进行比较,结果如图5所示。



(a) 高压转子转速



(b) 压比

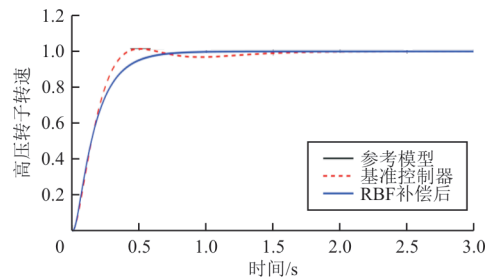
图5 λ 取不同线性函数下阶跃响应对比图
Fig. 5 Comparison of step responses under different linear functions of λ

从图5可以看出: λ 选用指数小于1的幂函数时,可实现在状态误差范数大时,拟合速度下降速度慢,误差范数变小时,拟合速度快速下降;不同指数值下,被控量控制性能表现均良好;在取拟合速度 $\lambda = 15 \times \text{norm}(\|e_r\|, 1)^{0.5}$ 时,振荡最大超调量

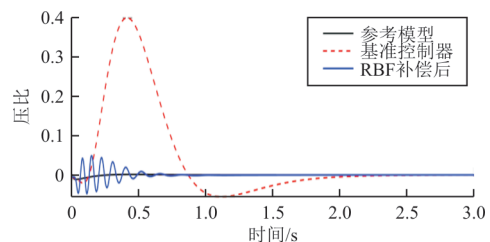
最小,达到5%以下,且振荡频率明显降低。

2.3 仿真结果

对 $H=10 \text{ km}$ 、 $Ma=1.5$ 的状态点1进行多变量控制仿真,阶跃响应控制效果如图6~图7所示。

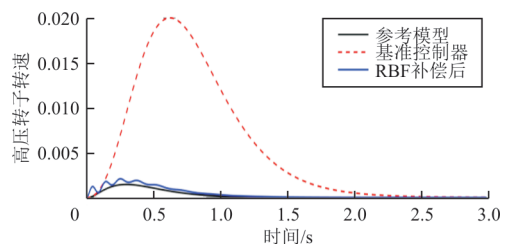


(a) 高压转子转速

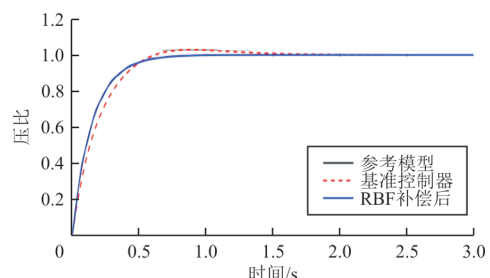


(b) 压比

图6 状态点1输出为[1 0]时控制效果对比图
Fig. 6 Comparison diagram of control effect when the output of status point 1 is [1 0]



(a) 高压转子转速



(b) 压比

图7 状态点1输出为[0 1]时控制效果对比图
Fig. 7 Comparison diagram of control effect when the output of status point 1 [0 1]

从图6~图7可以看出:本文设计的控制器有效降低了超调量,系统超调量从最高1.4%降到最高0.5%,调节时间小于2s,无稳态误差,因耦合性引起的超调从最高40.1%降到最高5%,符合控制要求。

根据式(11),在仿真中利用RBF神经网络实际输出与理想输出相减得到补偿误差,在控制指令为sin函数时,补偿误差如图8所示。

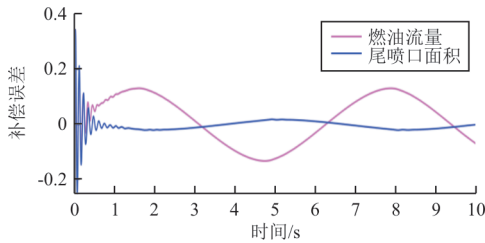
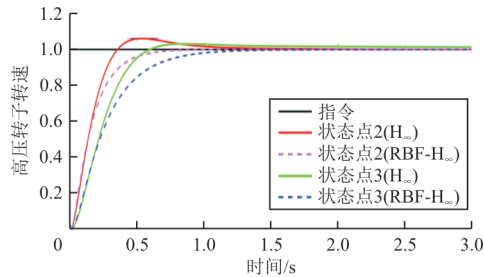


图8 sin函数指令补偿误差

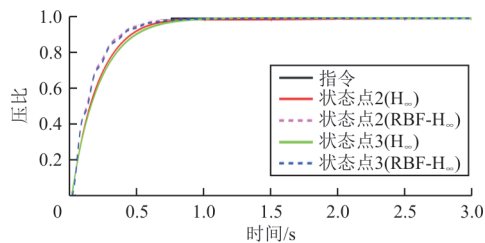
Fig. 8 sin function command compensation error

从图8可以看出:补偿误差在2s内即可到达极限值,并具备记忆能力,在后续仿真中,保持误差在恒定范围内波动。

对 $H=2\text{ km}$ 、 $Ma=0.8$ 的状态点2, $H=18\text{ km}$ 、 $Ma=0.8$ 的状态点3进行多变量控制仿真,阶跃响应控制效果如图9所示。



(a) 高压转子转速单位阶跃



(b) 压比单位阶跃

图9 多状态点阶跃响应对比图

Fig. 9 Multi-state point step response comparison diagram

从图9可以看出:系统超调量从最高1.6%降到最高0.5%,调节时间小于2s,无稳态误差,符合

控制要求。本文控制器在多状态点均能补偿不确定性,实现稳定控制。

综上所述,本文基于航空发动机自适应控制研究现状,设计的基于RBF神经网络补偿的 H_{∞} 自适应控制器,多次试验选取了合适的Lyapunov方程 Q 矩阵,并将神经网络补偿控制器拟合速度设置为可变速度,有效降低了因耦合性引起的超调和振荡。在航空发动机具有不确定性条件下的多状态点实现了多变量稳定控制,较基准控制器,控制效果有明显改善。

3 结论

(1) RBF神经网络补偿控制性能依赖于Lyapunov方程 Q 矩阵和拟合速度的选取, Q 矩阵取值对补偿效果与振荡有较大影响;可变拟合速度在多变量控制中有效削弱了耦合性引起的振荡。

(2) 基于Lyapunov理论直接法对RBF神经网络权值自适应律进行设计,使系统具有在不确定性情况下的全局稳定性。

(3) 系统存在不确定性时,基于RBF神经网络补偿控制的航空发动机 H_{∞} 自适应控制器在不同状态点进行多变量控制效果良好,超调量均低于0.5%,调节时间小于2s,无稳态误差,符合控制要求,较基准控制器,控制效果有明显改善。

参考文献

- [1] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008.
FAN Siqi. Aeroengine control[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008. (in Chinese)
- [2] 丁凯峰. 带矢量喷管的发动机控制研究[D]. 西安:西北工业大学,2000.
DING Kaifeng. Research on engine control with vector nozzle [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2000. (in Chinese)
- [3] 王曦,程茵. 国外航空推进控制技术的发展[J]. 航空发动机,2009,35(3):5-7.
WANG Xi, CHENG Yin. Development of foreign propulsion control technology [J]. Aeroengine, 2009, 35(3): 5-7. (in Chinese)
- [4] MORTEZA M, RASTI A, JAFARI A, et al. Design and implementation of MPC for turbofan engine control system [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 99-113.

- [5] FURTAT I, GUSHCHIN P. Output feedback control with disturbance compensation in nonlinear MIMO systems under measurement noises [J]. *Journal of Control and Decision*, 2022, 9(1): 35-44.
- [6] 肖红亮, 李华聪, 李嘉, 等. 变循环发动机模型参考自适应滑模控制方法研究[J]. *西北工业大学学报*, 2018, 36(5): 824-830.
XIAO Hongliang, LI Huacong, LI Jia, et al. Research on model reference adaptive sliding mode control method of variable cycle engine [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2018, 36(5): 824-830. (in Chinese)
- [7] 金鹏飞. 涡扇发动机多变量模型参考自适应控制方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
JIN Pengfei. Research on multivariable model reference adaptive control method of turbofan engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [8] 肖红亮, 李华聪, 李伟明, 等. 不确定性的自适应跟踪补偿控制及在航空发动机的应用[J]. *推进技术*, 2018, 39(4): 898-904.
XIAO Hongliang, LI Huacong, LI Weiming, et al. Uncertainty adaptive tracking compensation control and its application in aeroengine [J]. *Propulsion Technology*, 2018, 39(4): 898-904. (in Chinese)
- [9] 曹惠玲, 郑里鹭, 李玉铭. 基于广义GB引理的航空发动机准滑模控制[J]. *计算机仿真*, 2020, 37(12): 20-24, 262.
CAO Huiling, ZHENG Lijiu, LI Yuming. Quasi-sliding mode control of aero-engine based on generalized GB lemma [J]. *Computer Simulation*, 2020, 37(12): 20-24, 262. (in Chinese)
- [10] 黄如意, 黄金泉, 潘慕绚. 基于动态优化数据的航空发动机过渡态控制方法[J]. *推进技术*, 2021, 42(2): 459-466.
HUANG Ruyi, HUANG Jinquan, PAN Muxuan. Transition state control method of aero-engine based on dynamic optimization data [J]. *Propulsion Technology*, 2021, 42(2): 459-466. (in Chinese)
- [11] 黄馨阁. 航空发动机的RBF网络滑模控制和优化算法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2018.
HUANG Xinge. Research on RBF network sliding mode control and optimization algorithm of aero-engine [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2018. (in Chinese)
- [12] 陶涛, 阎文博. 航空发动机 H_∞ 混合灵敏度控制中权阵的选取[J]. *推进技术*, 1999, 20(4): 66-70.
TAO Tao, YAN Wenbo. Weight matrix selection in H_∞ mixed sensitivity control of aeroengine [J]. *Propulsion Technology*, 1999, 20(4): 66-70. (in Chinese)
- [13] 庄亚惠, 邵辉, 王伟, 等. 基于混合灵敏度的四旋翼飞行器 H_∞ 姿态控制[J]. *控制工程*, 2018, 25(10): 1813-1818.
ZHUANG Yahui, SHAO Hui, WANG Wei, et al. H_∞ attitude control of quadcopter based on hybrid sensitivity [J]. *Control Engineering*, 2018, 25(10): 1813-1818. (in Chinese)
- [14] 张天霄, 王永富, 柴天佑. 基于RBF神经网络的摩擦补偿建模与控制[J]. *控制工程*, 2008(5): 568-571, 575.
ZHANG Tianxiao, WANG Yongfu, CHAI Tianyou. Modeling and control of friction compensation based on RBF neural network [J]. *Control Engineering*, 2008(5): 568-571, 575. (in Chinese)
- [15] 刘金琨. RBF神经网络自适应控制及MATLAB仿真[M]. 北京: 清华大学出版社, 2018.
LIU Jinkun. RBF neural network adaptive control and MATLAB simulation [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2018. (in Chinese)
- [16] 李嘉. 变循环航空发动机自适应控制技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.
LI Jia. Research on adaptive control technology of variable cycle aeroengine [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)

作者简介:

薛红阳(1997—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机控制。

蔡开龙(1978—),男,博士,副教授。主要研究方向:航空发动机控制,航空发动机故障诊断。

李黄琪(1997—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机故障诊断。

濮志刚(1997—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机建模。

(编辑:丛艳娟)