

文章编号:1000-8055(2013)11-2634-07

航空发动机自适应全局快速非奇异 Terminal 滑模控制

苗卓广^{1,2}, 谢寿生¹, 张 波³, 任立通¹, 王立国¹, 吴 勇⁴

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038;

2. 中国人民解放军 95961 部队, 北京 100195;

3. 中国人民解放军 61769 部队, 山西 吕梁 032100;

4. 中国人民解放军 总参谋部 陆航研究所, 北京 101121)

摘 要: 针对航空发动机控制系统须具有强鲁棒性和快速响应等特点及 Terminal 滑模控制存在奇异性等缺点, 提出了一种航空发动机自适应全局快速非奇异 Terminal 滑模控制器设计方法. 设计了一种快速非奇异 Terminal 滑模面, 同时解决了传统 Terminal 滑模控制的奇异性和远离平衡点收敛速度慢两个缺点. 采用自适应方法估计等效干扰, 无需已知航空发动机的干扰上界, 利用 Lyapunov 理论分析了其稳定性. 仿真结果表明: 设计的 Terminal 滑模控制器具有良好的动态性能, 状态输出响应快速, 调节时间在 2s 左右, 无稳态误差, 无超调, 未发生奇异现象.

关 键 词: 航空发动机; Terminal 滑模控制; 自适应控制; 非奇异性; 抖振

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Adaptive global fast non-singular Terminal sliding mode control for aero-engine

MIAO Zhuo-guang^{1,2}, XIE Shou-sheng¹, ZHANG Bo³,

REN Li-tong¹, WANG Li-guo¹, WU Yong⁴

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. The Unit 95961, the Chinese People's Liberation Army, Beijing 100195, China;

3. The Unit 61769, the Chinese People's Liberation Army, Lüliang Shanxi 032100, China;

4. Army Aviation Research Institute, the Headquarters of the General staff,

the Chinese People's Liberation Army, Beijing 101121, China)

Abstract: A method for adaptive global fast non-singular Terminal sliding mode control was put forward according to the characteristics of aero-engine's control system with the robustness and the capability of fast response as well as the singularity shortcoming of Terminal sliding mode control. The devised fast non-singular Terminal sliding surface solved these two problems of the singularity and the slow convergence speed when the sliding surface was far away the equilibrium point. Equivalent interferences were estimated by self-adaptive method without need to know the upper boundary of interferences of aero-engine. Then the stability was analyzed based on the theory of Lyapunov. Simulation results show that the devised Terminal sliding mode controller has good dynamic performance; the response of state

收稿日期:2012-11-01

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.031.html>

作者简介: 苗卓广(1985—), 男, 河北栾城人, 博士生, 研究方向为航空发动机综合控制和故障诊断. E-mail: mohen267@126.com

output is fast, and the regulation time is about 2 s, without steady error, overshoot and singularity.

Key words: aero-engine; Terminal sliding mode control; adaptive control; non-singularity; chattering

航空发动机是一个复杂的热力学系统,由于其工作范围宽广、工作状况复杂,实际系统中不可避免地存在着大量的干扰和各种不确定性,对其进行满意的控制一直是国内外发动机控制学科研究的一个重点和难点^[1]. 由于航空发动机这种特点,航空发动机鲁棒控制一直是发动机控制研究热点^[2-3]. 随着现代飞机和航空发动机性能要求的不断提高,其飞行包线不断扩大,对航空发动机控制系统提出了更高的要求. 实际航空发动机工作过程复杂多变,本质上是一个非线性系统,若采用以往的线性控制方法,发动机工作在远离设计点时,其设计特性存在较大偏差,很难具有令人满意的控制品质. 因此除了继续研究解决线性鲁棒控制在航空发动机工程中的应用问题,也应开拓思路,开展航空发动机非线性鲁棒控制研究.

滑模变结构控制作为一种非线性鲁棒控制方法,因其所特有的强鲁棒性特点而受到重视,在电机控制、飞行器姿态控制等方面已有广泛应用^[4]. 滑模变结构控制的最大优点是对于系统结构所匹配的不确定性、参数不确定性、未建模动态和外界干扰具有不变性,这种特点非常适用于航空发动机这种复杂的不确定性系统. 但对于航空发动机滑模控制的研究仅有有限的几篇公开文献^[5-10],还处在理论研究阶段,有必要对航空发动机滑模控制进行深入持续研究. 在普通的滑模控制中,通常选择一个线性滑模面,使系统到达滑动模式后,跟踪误差渐近地收敛到零,但无论如何跟踪误差都不会在有限时间内收敛到零,这对要求高精度的航空发动机控制来说是不允许的. Man 等人^[11]引入神经网络中最终吸引子 (terminal attractor),提出了 Terminal 滑模控制,使状态误差能够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以及远离平衡点时收敛速度慢的缺点,这是由于引入了非线性部分,改善了向平衡状态收敛的收敛速度,并且越接近平衡状态,收敛速度越快. 然而在系统状态远离平衡状态时,非线性滑模的收敛速度却比线性滑模的收敛速度慢^[12]. 为解决奇异性问题,学者们已经研究了几种方法,如在 Terminal 滑模面和线性滑模面之间切换^[13]; 将轨迹转换到提前规定的区间上,在此

区间 Terminal 为非奇异^[14],但这些方法都是间接避免奇异问题. 文献[15]重新设计的 Terminal 滑模面形式直接避免了奇异性问题. 针对收敛速度问题,文献[16]在文献[11]的基础上结合线性滑模面的特点提高了 Terminal 滑模远离平衡点时的收敛速度. 文献[17-18]则分别设计了一种指数型和对数型的 Terminal 滑模面,提高了远离平衡点时的收敛速度. 但上述文献都只是考虑了两个问题中的其中一个,而未同时考虑奇异问题和收敛速度问题. 为此,本文在文献[15-16]的基础上,设计了一种全局快速非奇异 Terminal 滑模面,直接避免了奇异性,并且提高了 Terminal 滑模面远离平衡点的收敛速度. 在此基础上,利用自适应方法估计等效干扰,避免了航空发动机干扰上界无法准确预知及利用上界求解抖振大的问题,并将其应用到航空发动机稳态过程控制.

1 系统描述

考虑如下的一般不确定性多变量系统数学模型为:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = (\mathbf{A} + \Delta\mathbf{A})\mathbf{X}(t) + (\mathbf{B} + \Delta\mathbf{B})\mathbf{U}(t) + \mathbf{f}(\mathbf{x}, t) \quad (1)$$

式中 $\mathbf{X}(t) \in \mathbf{R}^n$, $\mathbf{U}(t) \in \mathbf{R}^m$, $\mathbf{f}(\mathbf{x}, t) \in \mathbf{R}^l$ 分别为被控对象的状态向量、控制向量及外界扰动; $\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $\mathbf{B} \in \mathbf{R}^{n \times m}$ 分别为适当维数的矩阵. $\Delta\mathbf{A} \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $\Delta\mathbf{B} \in \mathbf{R}^{n \times m}$ 分别为矩阵 $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$ 的摄动矩阵.

$$\text{令 } \mathbf{F}(\mathbf{x}, t) = \Delta\mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \Delta\mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{f}(\mathbf{x}, t)$$

则式(1)变为

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{F}(\mathbf{x}, t) \quad (2)$$

称 $\mathbf{F}(\mathbf{x}, t) \in \mathbf{R}^{n \times 1}$ 为等效干扰,包括建模误差、参数摄动、外部干扰、非线性项等,通常是个时变未知项.

假设 1 $\|\mathbf{F}(\mathbf{x}, t)\| < L$

L 为设定的向量. 本文研究的问题是:设计一个控制器,使得系统(1)的状态输出 $\mathbf{X}(t)$ 快速跟踪期望值 $\mathbf{X}_r(t)$ 轨迹,并且稳态误差尽可能小,实现对 $\mathbf{F}(\mathbf{x}, t)$ 未知参数的在线估计.

2 全局快速非奇异 Terminal 滑模控制

设计如下的全局快速非奇异 Terminal 滑模

面,兼顾线性滑模面和非奇异 Terminal 滑模面的优点.

$$\Sigma = S_1 + CS_1^{\frac{p}{q}} + \Phi S_2^{\frac{p}{q}} \quad (3)$$

式(3)中符号具体含义如下:

$$\begin{aligned} \Sigma &= [\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_n]^T; S_1 = [s_{11}, s_{12}, \dots, s_{1n}]^T; \\ S_2 &= [s_{21}, s_{22}, \dots, s_{2n}]^T; S_1^{\frac{p}{q}} = [s_{11}^{\frac{p}{q}}, s_{12}^{\frac{p}{q}}, \dots, s_{1n}^{\frac{p}{q}}]^T; \\ S_2^{\frac{p}{q}} &= [s_{21}^{\frac{p}{q}}, s_{22}^{\frac{p}{q}}, \dots, s_{2n}^{\frac{p}{q}}]^T; C = \text{diag}[c_1, c_2, \dots, c_n]; \\ \Phi &= \text{diag}[\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_n]; \sigma_i = s_{1i} + c_i s_{1i}^{\frac{p}{q}} + \beta_i s_{2i}^{\frac{p}{q}}; \\ s_{1i} &= \int_0^t e_i(t) dt; s_{2i} = \dot{s}_{1i}; e_i(t) = x_i(t) - x_{ri}(t), \\ i &= 1, 2, \dots, n, c_i > 0, \beta_i > 0; \end{aligned}$$

p 和 q ($2 > p > q > 1$) 为正奇数, $x_{ri}(t)$ 为 $x_i(t)$ 的期望值.

令 $\Sigma = 0$, 得

$$\Phi S_2^{\frac{p}{q}} = -S_1 - CS_1^{\frac{p}{q}} \quad (4)$$

当误差 e_i 远离零点时, 收敛速度主要由式 $\Phi S_2^{\frac{p}{q}} \approx -CS_1^{\frac{p}{q}}$ 决定, e_i 呈指数快速衰减; 而当误差 e_i 接近平衡状态 $e_i = 0$ 时, 收敛速度主要由快速 Terminal 吸引子 $\Phi S_2^{\frac{p}{q}} = -S_1$ 决定. 因此本文设计的滑模式(3)既具有 Terminal 滑模面能使系统误差状态在有限时间内收敛的优点, 又保留了线性滑模在远离平衡点时比 Terminal 滑模面快的特点, 这一点与文献[16]设计的 Terminal 滑模具有一样的性质, 因此称滑模面式(3)为全局快速 Terminal 滑模面.

对系统式(1)取控制量

$$U(t) = B^{-1} \{ -[\Phi^{-1} \frac{q}{p} \text{diag}(S_2^{\frac{p}{q}-1})] \cdot$$

$$[I + C \frac{p}{q} \text{diag}(S_1^{\frac{p}{q}-1})] -$$

$$\text{diag}[\text{sgn}(\Sigma)](L + \eta) - AX + \dot{X}_r \} \quad (5)$$

式中 $\eta = [\eta_1, \eta_2, \dots, \eta_n]^T$, $\eta_i > 0$ 为切换增益项. 以确保式(3)Terminal 滑模面滑动模态发生.

由式(4)能够看出当 $2 > p > q > 1$ 时, 本文求解的控制器表达式不存在负次幂方, 直接避免了奇异性问题.

定理 1 对系统式(1)取滑模面函数如式(3), 控制量 $U(t)$ 如式(5), 则系统将在有限时间内到达全局快速非奇异 Terminal 滑模面.

证明:

选取 Lyapunov 函数

$$V = 0.5 \Sigma^T \Sigma \quad (6)$$

对 V 沿时间求 1 阶导数, 并将式(5)代入, 得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \Sigma^T \dot{\Sigma} = \Sigma^T [\dot{S}_1 + C \frac{p}{q} \text{diag}(S_1^{\frac{p}{q}-1}) \dot{S}_1 + \\ &\quad \Phi \frac{p}{q} \text{diag}(S_2^{\frac{p}{q}-1}) \dot{S}_2] = \\ &\quad \Sigma^T [S_2 + C \frac{p}{q} \text{diag}(S_1^{\frac{p}{q}-1}) S_2 + \\ &\quad \Phi \frac{p}{q} \text{diag}(S_2^{\frac{p}{q}-1}) (AX + BU + F - \dot{X}_r)] = \\ &\quad \Sigma^T \{ \Phi \frac{p}{q} \text{diag}(S_2^{\frac{p}{q}-1}) \cdot \\ &\quad [F - \text{diag}(\text{sgn}(\Sigma))(L + \eta)] \leq \\ &\quad - \Sigma^T \{ \Phi \frac{p}{q} \text{diag}(S_2^{\frac{p}{q}-1}) \text{diag}(\text{sgn}(\Sigma)) \eta \} \quad (7) \end{aligned}$$

Φ 为对角阵, 则 $\Phi \text{diag}(S_2^{\frac{p}{q}-1}) \text{diag}[\text{sgn}(\Sigma)]$ 也是对角阵, 式(7)可改写成

$$\dot{V} \leq - \frac{p}{q} \sum_{i=1}^n \beta_i s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} \eta_i |\sigma_i| \quad (8)$$

因为 p, q 为奇数, 对任意 $s_{2i} \neq 0$, $s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} > 0$; 当且仅当 $s_{2i} = 0$ 时, $s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} = 0$. 由于 $\beta_i > 0, \eta_i > 0$, 因此 $\sum_{i=1}^n \beta_i s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} \eta_i |\sigma_i| \geq 0$.

当 $\sum_{i=1}^n \beta_i s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} \eta_i |\sigma_i| > 0$ 时, 下式成立:

$$\dot{V} \leq - \frac{p}{q} \sum_{i=1}^n \beta_i s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} \eta_i |\sigma_i| < 0 \quad (9)$$

当 $\sum_{i=1}^n \beta_i s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} \eta_i |\sigma_i| = 0$ 时, 对任意的 $s_{2i} \sigma_i = 0$ 都成立. 当 $\|\Sigma\| \neq 0$ 时, 一定存在 $\sigma_j \neq 0, j \in [1, n]$, 即 $s_{2i} = 0, s_{1i} \neq 0$, 此时系统状态并不会一直保持在点 $(s_{2i} = 0, s_{1i} \neq 0)$ 上, 而是在相轨迹平面 s_{2i}, s_{1i} 内穿越 $s_{2i} = 0$ 轴, 所以 $\sum_{i=1}^n \beta_i s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} \eta_i |\sigma_i| = 0$ 这种情况不会一直存在. 根据 Lyapunov 稳定性理论, s_{2i}, s_{1i} 将在有限时间内到达滑模面.

证毕.

3 自适应全局快速非奇异 Terminal 滑模控制

由控制式(5)看出, 需要已知等效干扰的上界, 进而设计出具有继电控制项的控制律来保证能够进入滑动模态. 但对于航空发动机这样一个结构复杂的强非线性动力学系统, 其工作范围广, 参数变化范围大, 不确定性和未知干扰的上下界

是很难预先知道的,并且采用这种上界已知的控制量具有一定的保守性,使得增益过大,进而引起过大的抖振,这是航空发动机控制所不允许的,而取的太小又不能确保存在滑动模式. 自适应控制是解决参数不确定性问题的另一种有效方法,可以估计出已知不确定性结构的未知参数. 为此,采用自适应控制方法估计等效干扰,代替实际的上界进行系统控制.

假设 2 等效干扰 $|\mathbf{F}(\mathbf{x}, t)| < L, L$ 未知, $\hat{\mathbf{F}}$ 为 $\mathbf{F}(\mathbf{x}, t)$ 的估计值. 估计误差 $\tilde{\mathbf{F}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}, t) - \hat{\mathbf{F}}$. 则重新设计控制器,式(5)改写为

$$\begin{aligned} \mathbf{U}(t) = & \mathbf{B}^{-1} \left\{ - \left[\Phi^{-1} \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_2^{\frac{p}{q}-1}) \right] \cdot \right. \\ & \left. [\mathbf{I} + \mathbf{C} \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_1^{\frac{p}{q}-1}) \mathbf{I}] - \right. \\ & \left. \hat{\mathbf{F}} - \text{diag}[\text{sgn}(\boldsymbol{\Sigma})] \boldsymbol{\eta} - \mathbf{A}\mathbf{X} + \dot{\mathbf{X}}_r \right\} \quad (10) \end{aligned}$$

设计 $\hat{\mathbf{F}}$ 自适应律为

$$\dot{\hat{\mathbf{F}}} = \frac{1}{\alpha} [\boldsymbol{\Sigma}^T \Phi \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_2^{\frac{p}{q}-1})]^T \quad (11)$$

式中 α 为自适应项增益且 $\alpha > 0$.

定理 2 对系统式(1),取滑模面函数式(3),控制量 $\mathbf{U}(t)$ 如式(10)和自适应律式(11),则系统渐近稳定.

证明:

选取 Lyapunov 函数

$$V = 0.5 \boldsymbol{\Sigma}^T \boldsymbol{\Sigma} + 0.5 \alpha \tilde{\mathbf{F}}^T \tilde{\mathbf{F}}$$

对 V 求导,并将式(10)和式(11)代入得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \boldsymbol{\Sigma}^T \dot{\boldsymbol{\Sigma}} + \alpha \tilde{\mathbf{F}}^T \dot{\tilde{\mathbf{F}}} = \\ & \boldsymbol{\Sigma}^T \left[\dot{\mathbf{S}}_1 + \mathbf{C} \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_1^{\frac{p}{q}-1}) \dot{\mathbf{S}}_1 + \right. \\ & \left. \Phi \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_2^{\frac{p}{q}-1}) \dot{\mathbf{S}}_2 \right] + \alpha \tilde{\mathbf{F}}^T \dot{\tilde{\mathbf{F}}} = \\ & \boldsymbol{\Sigma}^T \left[\mathbf{S}_2 + \mathbf{C} \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_1^{\frac{p}{q}-1}) \mathbf{S}_2 + \right. \\ & \left. \Phi \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_2^{\frac{p}{q}-1}) (\mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U} + \mathbf{F} - \dot{\mathbf{X}}_r) \right] + \alpha \tilde{\mathbf{F}}^T \dot{\tilde{\mathbf{F}}} = \\ & \boldsymbol{\Sigma}^T \left\{ \Phi \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_2^{\frac{p}{q}-1}) [\mathbf{F} - \hat{\mathbf{F}} - \right. \\ & \left. \text{diag}(\text{sgn}(\boldsymbol{\Sigma})) \boldsymbol{\eta}] \right\} + \alpha \tilde{\mathbf{F}}^T \dot{\tilde{\mathbf{F}}} = \\ & \boldsymbol{\Sigma}^T \left[\Phi \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_2^{\frac{p}{q}-1}) \tilde{\mathbf{F}} \right] - \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \boldsymbol{\Sigma}^T \left\{ \Phi \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_2^{\frac{p}{q}-1}) \text{diag}[\text{sgn}(\boldsymbol{\Sigma})] \boldsymbol{\eta} \right\} - \alpha \tilde{\mathbf{F}}^T \dot{\tilde{\mathbf{F}}} = \\ & - \boldsymbol{\Sigma}^T \left\{ \Phi \frac{p}{q} \text{diag}(\mathbf{S}_2^{\frac{p}{q}-1}) \text{diag}(\text{sgn}(\boldsymbol{\Sigma})) \boldsymbol{\eta} \right\} \quad (12) \end{aligned}$$

Φ 为对角阵,则 $\Phi \text{diag}(\mathbf{S}_2^{\frac{p}{q}-1}) \text{diag}[\text{sgn}(\boldsymbol{\Sigma})]$ 也是对角阵,上式可改写成

$$\dot{V} = - \frac{p}{q} \sum_{i=1}^n \beta_i s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} \eta_i |\sigma_i| \quad (13)$$

因为 p, q 为奇数,对任意 $s_{2i} \neq 0, s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} > 0$; 当且仅当 $s_{2i} = 0$ 时, $s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} = 0$. 由于 $\beta_i > 0, \eta_i > 0$, 则 $\sum_{i=1}^n \beta_i s_{2i}^{\frac{p}{q}-1} \eta_i |\sigma_i| \geq 0$.

所以 $\dot{V} \leq 0$.

证毕.

式(5)求取的控制量存在一定的抖振,其对理论分析研究是没有影响的,并且这也是其具有不变性的根本所在. 但抖振却是影响滑模控制实际应用的一个主要障碍. 可以采用连续函数法、饱和函数法等来削弱或消除抖振,达到工程实际系统所能允许承受的范围. 本文采用连续函数法来削弱抖振,即用 $\frac{\sigma}{\|\sigma\| + \rho}$ 代替 $\text{sgn}(\sigma)$, 其中 ρ 为很小的正常数.

4 仿真分析与讨论

本节仿真分两部分:第一部分为仿真验证本文提出的全局快速非奇异 Terminal 滑模面的快速性及奇异性;第二部分为将提出的自适应全局快速非奇异 Terminal 控制应用于航空发动机稳态过程控制.

4.1 快速性和奇异性仿真验证

为便于仿真分析,考虑如下一个简单系统表达式

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -25 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ u \end{bmatrix} \quad (14)$$

设定控制律的参数 $q = 3, p = 7, c = 1, \beta = 0.5$. 初始状态向量 $\mathbf{x}(0) = [2, 0]^T$, 期望值 $\mathbf{x}_r(t) = [0, 0]^T$. 采用本文设计的 Terminal 滑模面和文献[16]进行对比验证快速性. 仿真结果如图 1 所示. 其中实线为本文的状态轨迹仿真结果,虚线为文献[16]的状态轨迹仿真结果. 从图 1 中能够看出本文设计的 Terminal 滑模面具有更快收敛速度.

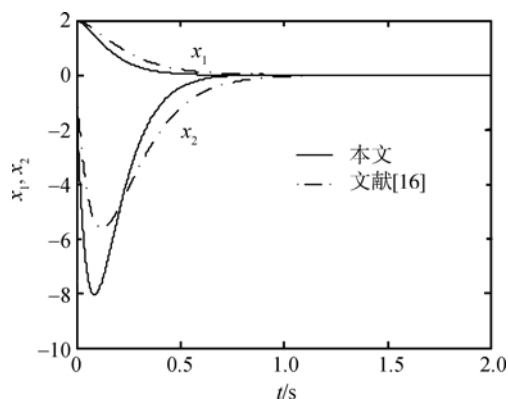
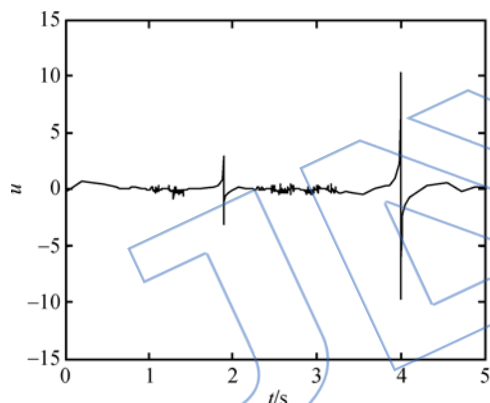
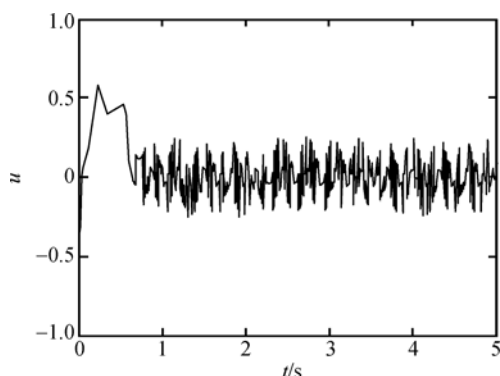


图1 系统状态轨迹曲线

Fig.1 Curve of system state track

为说明奇异性问题,采用本文设计的 Terminal 滑模面和文献[11]进行对比.采用等效控制设计方法.仿真结果如图2和图3所示.图2为采用文献[11]的传统 Terminal 滑模控制器的控制输出 u .图3为采用了本文设计的非奇异 Terminal 滑

图2 传统 Terminal 滑模控制器的控制输出 u Fig.2 Control output u of traditional Terminal sliding mode controller图3 非奇异 Terminal 滑模控制器的控制输出 u Fig.3 Control output u of non-singular Terminal sliding mode controller

模控制器的控制输出 u .从图2能够看出,出现了控制奇异现象,而图3中没有出现控制奇异现象,说明本文设计的 Terminal 滑模面直接避免了控制奇异现象.为了避免其他因素的影响,图2和图3仿真时未采取任何削抖措施,因此抖振现象比较严重.

4.2 航空发动机自适应全局快速非奇异

Terminal 控制

某型航空涡扇发动机在转速最大及其以上状态采用双变量控制计划,即选用主燃油供油量 m_f 控制低压转子转速 n_l ,尾喷管喉部面积 A_8 控制涡轮落压比 π_t .为了更加真实接近实际航空发动机运行情况,本文选择航空发动机部件级非线性实时模型进行仿真验证.不考虑部件的容腔效应和非定常热交换,建立某型涡扇发动机非线性数学模型为

$$\begin{cases} \dot{n}_l = f_1(n_l, \pi_t, m_f, A_8, H, Ma) \\ \dot{\pi}_t = f_2(n_l, \pi_t, m_f, A_8, H, Ma) \end{cases} \quad (15)$$

式中 H, Ma 分别为飞行高度和飞行马赫数.

本文自适应全局非奇异 Terminal 滑模控制器的设计是针对状态空间模型进行的,为此采用文献[19]的方法,从其非线性模型中提取,使状态空间模型的稳态输出不论是稳态过程还是动态过程都与非线性模型响应基本一致.两者输出之间的差别可以理解式为(1)中的建模误差、参数摄动和未知的干扰引起的.

在 $H=0 \text{ km}, Ma=0$ 时提取如下的相对化小偏离状态空间模型

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_l \\ \dot{\pi}_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.8619 & 0.07583 \\ 2.1327 & -3.4733 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_l \\ \pi_t \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.68145 & 0.50363 \\ 0.64108 & 0.40327 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} m_f \\ A_8 \end{bmatrix} \quad (16)$$

在 $H=0 \text{ km}, Ma=0$ 状态点对低压转子转速 n_l 和涡轮落压比 π_t 两个控制回路进行稳态过程阶跃响应仿真,阶跃幅值为 $\Delta n_l = 0.02, \Delta \pi_t = 0.02$.经多次仿真调试,设定参数 $q_i = 3, i=1,2$; $p_i = 5, i=1,2$; $c_i = 1, i=1,2$; $\beta_i = 0.2, i=1,2$; $\alpha = 2$; $\rho = 0.005$.初始状态向量 $\mathbf{x}(0) = [0, 0]^T$.仿真结果如图4和图5所示.

由图4和图5能够看出,本文设计的控制器具有良好的控制效果,状态能很快地达到期望值,并且无超调和稳态误差.在整个仿真过程未出现奇异点,基本无抖振现象,说明本文控制器采用的自适应方法和连续函数法起到了一定的消抖作用.

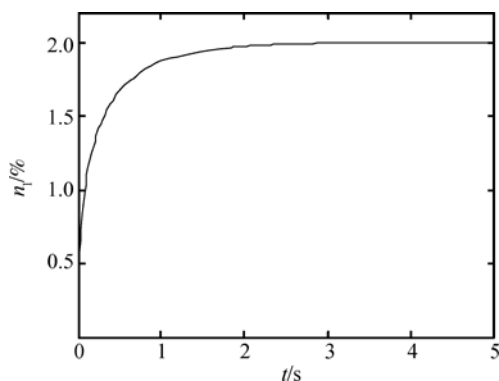


图 4 $H=0\text{ km}$, $Ma=0$, $\Delta n_1=2\%$ 的阶跃响应
Fig. 4 Step response of $\Delta n_1=2\%$ at $Ma=0$
and $H=0\text{ km}$

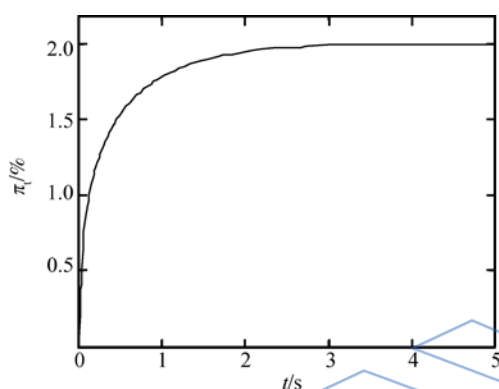


图 5 $H=0\text{ km}$, $Ma=0$, $\Delta \pi_1=2\%$ 的阶跃响应
Fig. 5 Step response of $\Delta \pi_1=2\%$ at $Ma=0$
and $H=0\text{ km}$

为验证本文控制器的自适应性,另外选择飞行包线内其他点如 $H=13\text{ km}$, $Ma=0.7$ 状态点作为仿真点.与上文一样,对低压转子转速 n_1 和涡轮落压比 π_1 两个控制回路进行稳态过程阶跃响应仿真,阶跃幅值为 $\Delta n_1=0.02$, $\Delta \pi_1=0.02$. 仿真结果如图 6 和图 7 所示.从图 6 和图 7 能够看

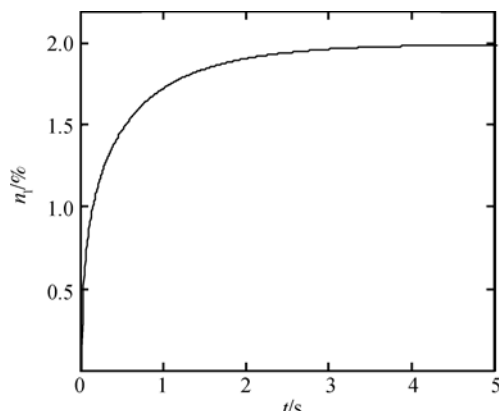


图 6 $H=13\text{ km}$, $Ma=0.7$, $\Delta n_1=2\%$ 的阶跃响应
Fig. 6 Step response of $\Delta n_1=2\%$ at $Ma=0.7$
and $H=13\text{ km}$

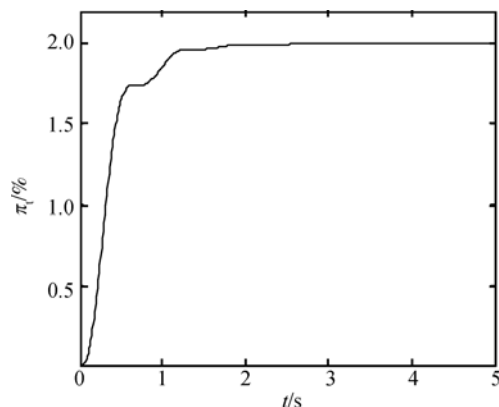


图 7 $H=13\text{ km}$, $Ma=0.7$, $\Delta \pi_1=2\%$ 的阶跃响应
Fig. 7 Step response of $\Delta \pi_1=2\%$ at $Ma=0.7$
and $H=13\text{ km}$

出,虽然选择的仿真点偏离设计点比较大,造成参数摄动等干扰比较大,上升时间变长,状态输出响应在上升过程中出现了一些小的波动,但整体效果还是令人满意的,仍然具有良好的动态性能.在飞行包线内其他点仿真也具有类似的仿真效果,限于篇幅不再一一列出.

5 结 论

本文提出了一种航空发动机自适应全局快速非奇异 Terminal 滑模控制器设计方法.该 Terminal 滑模面同时解决了 Terminal 滑模面的奇异性及远离平衡点收敛速度慢的缺点,采用自适应方法估计等效干扰,代替实际上界进行控制,无需已知干扰上界,并分析了其稳定性.仿真结果表明,本文设计的控制器具有良好的动态性能,状态输出响应快速,无稳态误差,无超调能够有效地解决航空发动机的参数摄动等不确定性问题.

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.
- [2] Athans M, Kapsouris P, Kappos E, et al. Linear-quadratic Gaussian with loop transfer recovery methodology for the F-100 engine[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1986, 9(1): 45-52.
- [3] 杨刚,孙健国,李秋红.航空发动机控制系统中的增广 LQR 方法[J].航空动力学报,2004,19(1):153-158.
YANG Gang, SUN Jianguo, LI QiuHong. Augmented LQR method for aero-engine control systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 153-158. (in Chinese)
- [4] 高为炳.变结构控制理论基础[M].北京:中国科学技术出版社,1998.
- [5] 郭迎清,徐德民,樊思齐.一种新的变结构自适应控制方法

- 及其应用研究[J]. 航空动力学报, 1999, 14(2): 199-201.
- GUO Yingqing, XU Deming, FAN Siqi. A new variable structure adaptive control scheme and it's application[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(2): 199-201. (in Chinese)
- [6] 赵庆荣, 樊丁. 航空发动机全程滑态模型跟踪控制研究[J]. 航空学报, 2003, 24(2): 107-110.
- ZHAO Qingrong, FAN Ding. Aero-engine global variable structure model following control system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(2): 107-110. (in Chinese)
- [7] 蔡开龙, 谢寿生, 王继业, 等. 基于 RBF 网络的航空发动机单神经元解耦控制[J]. 推进技术, 2008, 29(4): 471-476.
- CAI Kailong, XIE Shousheng, WANG Jiye, et al. Single neuron decoupling control based on RBF network for aero-engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 471-476. (in Chinese)
- [8] 苗卓广, 谢寿生, 王海涛, 等. 基于 RBF 的航空发动机 Terminal 滑模控制[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2821-2826.
- MIAO Zhuoguang, XIE Shousheng, WANG Haitao, et al. Terminal sliding mode controller for aero-engine based on RBF neural network[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2821-2826. (in Chinese)
- [9] 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 Zhuoguang, XIE Shousheng, WANG Lei, et al. Multi-model predictive sliding mode control for aero-engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(3): 472-477. (in Chinese)
- [10] 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.
- HE Xiuran, XIE Shousheng, ZOU Shijun, et al. Aero-engine sliding mode variable structure controller based on PID reaching law[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2009, 10(3): 15-20. (in Chinese)
- [11] Man Z H, Paplinski A P, Wu H R. A robust MIMO Terminal sliding mode control scheme for rigid robot manipulators[J]. Transaction on Automatic Control, 1994, 39(12): 2464-2469.
- [12] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.
- [13] Man Z H, Yu X H. Terminal sliding mode control of mino linear systems[J]. Transactions on Circuits and Systems I: Fundamental Theory and Applications, 1997, 44(11): 1065-1070.
- [14] Wu Y, Yu H, Man Z H. Terminal sliding mode control design for uncertain dynamic systems[J]. Systems and Control Letters, 1998, 34(2): 281-288.
- [15] FENG Yong, YU Xinghuo, MAN Zhihong. Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulators[J]. Automatica, 2002, 38(12): 2159-2167.
- [16] Park K B, Tsuiji T. Terminal sliding mode control of second-order nonlinear uncertain system[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 1999, 9(11): 769-780.
- [17] 雷军委, 王越, 顾文锦. 统一混沌系统的指数型超曲面 Terminal 滑模同步控制[J]. 海军航空工程学院学报, 2007, 22(3): 308-312.
- LEI Junwei, WANG Yue, GU Wenjin. Synchronization control for unified chaos systems by using a kind of exponential Terminal hyper-surface[J]. Journal of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2007, 22(3): 308-312. (in Chinese)
- [18] 徐世许, 马建敏. 不确定多变量线性系统的快速收敛 Terminal 滑模控制[J]. 上海航天, 2011, 28(2): 7-11.
- XU Shixu, MA Jianmin. Fast Terminal sliding mode control of uncertain multivariable linear systems[J]. Aerospace Shanghai, 2011, 28(2): 7-11. (in Chinese)
- [19] 苗卓广, 谢寿生, 吴勇, 等. 基于改进粒子群算法的航空发动机状态变量建模[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 73-77.
- MIAO Zhuoguang, XIE Shousheng, WU Yong, et al. Aero-engine state variable modeling based on the improved particle swarm optimization[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1): 73-77.