



固定时间预设性能下涡扇发动机模糊自适应控制

刘凡, 陈谋*

南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106

* 通信作者. E-mail: chenmou@nuaa.edu.cn

收稿日期: 2023-10-31; 修回日期: 2024-01-31; 接受日期: 2024-02-29; 网络出版日期: 2024-07-09

江苏省科技计划专项资金港澳台科技合作项目 (批准号: BZ2023057) 资助

摘要 为解决涡扇发动机大包线内多变量鲁棒控制问题, 提出了一种基于干扰观测器的非线性涡扇发动机系统固定时间预设性能模糊自适应控制方法. 首先, 利用平衡流形建模方法构建了涡扇发动机的仿射非线性数学模型. 借助反馈线性化技术, 推导了受扰涡扇发动机系统的输出跟踪误差系统. 然后利用模糊逻辑系统逼近系统不确定项, 并设计非线性干扰观测器估计未知干扰和逼近误差组成的复合干扰. 为保证控制系统的瞬态性能和稳态精度, 引入固定时间预设性能函数, 并通过误差转换函数将系统转化成无约束误差系统, 进而设计涡扇发动机复合非线性鲁棒抗扰控制器. 仿真结果表明, 该控制方法能够使得涡扇发动机系统的转速和压比有效地跟踪参考指令并且跟踪误差始终限制在预设性能边界内.

关键词 涡扇发动机, 非线性干扰观测器, 模糊逻辑系统, 固定时间, 预设性能函数

1 引言

涡扇发动机由于推力大、推进效率高、耗油率低等优点, 是目前航空飞行器的主动力和主要研究对象, 已广泛应用于客机、运输机、直升机和无人机等^[1]. 因而, 涡扇发动机系统的高性能控制问题也受到了众多的专家学者的关注. 涡扇发动机是一个非常复杂的控制对象, 为了设计其有效控制系统, 需要建立可精确描述发动机特性的数学模型^[2]. 文献 [3] 建立了 NASA 格林研究中心开发的民用航空发动机非线性部件级仿真模型. 文献 [4] 则研究了涡扇发动机系统的控制建模、辨识、仿真、状态监测和最优控制问题. 为解决大包线内涡扇发动机的控制问题, 增益调度控制方法^[5,6]和线性变参数控制方法^[7~9]受到了广泛的研究. 同时, 文献 [10] 将切换控制应用到分段线性模型上, 有效地提高模型精度和控制效果. 因此, 建立一种能够精确描述涡扇发动机的动态特性且便于控制器设计的数学模型至关重要.

引用格式: 刘凡, 陈谋. 固定时间预设性能下涡扇发动机模糊自适应控制. 中国科学: 信息科学, 2024, 54: 1793–1806, doi: 10.1360/SSI-2023-0329

Liu F, Chen M. Fuzzy adaptive control for turbofan engines with fixed-time prescribed performance (in Chinese). Sci Sin Inform, 2024, 54: 1793–1806, doi: 10.1360/SSI-2023-0329

平衡流形展开 (equilibrium manifold expansion, EME) 模型是一种利用适当的映射关系将线性化模型与平衡点连接起来的非线性模型^[11]. 与线性参变模型相比, EME 模型具有较高的模型精度, 并且满足实时仿真需求, 便于控制器设计^[12]. 文献 [13] 通过理论推导证明了该模型与原非线性系统在任意平衡点处的线性化结果均相同. 文献 [14] 构建了面向控制的多输入多输出涡扇发动机非线性模型, 并分析了调度参数对模型精度的影响. 因此, 在涡扇发动机控制系统研究中, 可利用 EME 模型开展涡扇发动机的非线性控制方法研究. 文献 [15] 构建了涡扇发动机仿射非线性型 EME 模型, 并开展了精确反馈线性化控制研究, 最后通过部件级模型验证, 取得了较好的控制效果. 文献 [16] 基于多个单入单出的 EME 模型, 设计了切换控制信号和精确反馈线性化控制方案, 有效提高了发动机的控制精度. 然而, 反馈线性化必须依赖于精确的模型, 但 EME 模型通过各种假设与实际的非线性对象之间始终存在误差, 若进一步考虑各类干扰对系统的影响, 将使得反馈线性化方法在涡扇发动机控制中受到一定的限制.

在涡扇发动机控制系统的研究中, 外部干扰的影响是不可避免的. 未知的扰动常常会降低控制性能, 甚至导致实际闭环系统不稳定. 为了提高控制系统的鲁棒性, 大量的抗干扰控制方法应运而生^[17~19]. 基于干扰观测器控制方法由于设计简单, 并且能够有效地估计出系统的未知干扰, 受到了广泛的关注和应用. 文献 [20, 21] 通过结合干扰观测器控制方法和鲁棒控制方法解决了具有不确定性、外部干扰和输入受限的非线性系统的抗干扰问题. 文献 [22] 提出了一种基于干扰观测器的涡扇发动机动态输出反馈弹性控制方法. 针对马尔可夫跳变非线性系统, 文献 [23] 基于区间干扰观测器研究了一类非线性系统的抗干扰问题. 此外, 涡扇发动机系统难以精确建模, 模型不确定也会导致系统的不稳定. 模糊逻辑系统由于其较强的逼近能力, 被广泛用于近似逼近未知系统不确定^[24]. 通过将高阶非线性干扰观测器与模糊逻辑系统相结合, 文献 [25] 针对一类不确定非线性系统设计了输出反馈控制器. 文献 [26] 针对不确定无人直升机系统, 设计了一种模糊优化自适应安全控制策略.

此外, 涡扇发动机不仅需要保证系统的稳定性, 瞬态性能 (跟踪误差的超调和收敛速度) 和跟踪精度也有一定的要求. 预设性能函数控制是一种有效的方法. 通过设计衰减性能函数, 预设性能控制框架可以定量地表征受控系统的瞬态和稳态性能. 由于其突出的优势, 预设性能控制方法在各种非线性系统的应用中引起了广泛的关注^[27~30]. 文献 [27] 提出了一种基于预设性能边界的近空间飞行器鲁棒姿态控制方案. 文献 [28] 结合预设性能和区间干扰观测器技术, 研究了无人机着舰的高精度飞行控制问题. 文献 [29] 设计了一种新的固定时间性能函数, 并针对不确定机械臂系统开发了一个非线性近似固定时间滑模预设性能控制方案. 然而, 这类指数型性能函数为了快速趋于终值, 需要选择较大的指数收敛速度, 这使得控制输入在初始时间很大, 甚至饱和. 文献 [30] 提出了一类可以任意预先分配固定时间收敛特性的新性能函数, 保证了固定翼无人机的高度和空速跟踪误差的瞬态和稳态性能, 并且可以有效地避免初始时间的控制输入饱和问题.

为解决发动机存在建模不确定和外部干扰的鲁棒控制问题, 本文提出了一种基于固定时间预设性能函数的非线性涡扇发动机模糊自适应抗干扰控制方法. 与传统的预设性能函数相比, 本文设计的固定时间预设性能函数可以在任意预先设定的时间下收敛于任何给定的终值, 并针对涡扇发动机的跟踪误差信号严格构造了预先分配的固定时间性能包络. 此外无需选取较大的指数参数, 避免初始时间的控制输入饱和问题. 然后, 利用高精度的 EME 模型, 结合模糊逻辑系统和干扰观测器控制方法, 开展多变量涡扇发动机的抗扰控制研究, 同时设计预设性能控制策略保证了涡扇发动机系统的瞬态性能.

2 问题描述

涡扇发动机的非线性模型可描述为^[2]

$$\begin{cases} \dot{x} = F(x, u), \\ y = H(x, u), \end{cases} \quad (1)$$

其中, $x \in \mathbb{R}^n$ 表示涡扇发动机的状态变量, $u \in \mathbb{R}^r$ 表示涡扇发动机的输入变量, $y \in \mathbb{R}^m$ 表示涡扇发动机的输出变量, $F(\cdot)$ 和 $H(\cdot)$ 为描述涡扇发动机特性的非线性函数.

涡扇发动机系统稳态工作点的集合, 即平衡流形^[11,12], 可以表示为

$$\left\{ (x_e, u_e, y_e) \left| \begin{array}{l} \dot{x} = F(x_e, u_e) = 0 \\ y_e = H(x_e, u_e) \end{array} \right. \right\}, \quad (2)$$

其中, 下标 e 表示系统稳态工作点.

平衡流形可由调度变量 α 参数化表示, 而调度变量则可选用状态、输入或输出等变量. 因此平衡流形的所有变量都可以表示为 α 的函数^[14,15], 即

$$\begin{cases} x_e = x_e(\alpha), \\ u_e = u_e(\alpha), \\ y_e = y_e(\alpha). \end{cases} \quad (3)$$

通过映射关系 $\alpha = \alpha(x, u)$, 得到如下的涡扇发动机非线性数学模型:

$$\begin{cases} \dot{x} = A(\alpha)\Delta x + B(\alpha)\Delta u, \\ \Delta y = C(\alpha)\Delta x + D(\alpha)\Delta u, \end{cases} \quad (4)$$

其中, $A(\alpha)$, $B(\alpha)$, $C(\alpha)$ 和 $D(\alpha)$ 为适当维数的系统矩阵, 均可由调度变量 α 参数化表示. 系统模型向量的增量表示为 $\Delta x = x - x_e(\alpha)$, $\Delta u = u - u_e(\alpha)$ 和 $\Delta y = y - y_e(\alpha)$. 调度变量 α 的个数一般不超过系统输入的个数.

本文以某型双转子涡扇发动机为研究对象. 当涡扇发动机工作时, 空气由进气道进入发动机, 然后被风扇和压气机压缩. 高压空气流入燃烧室, 与喷入的燃料混合燃烧, 产生高温高压燃气, 在高压涡轮和低压涡轮膨胀做功时, 涡轮机械吸收部分能量, 通过高压转轴和低压转轴驱动压缩机和风扇. 高温高压燃气在尾喷管中继续膨胀, 使得空气流动的动能增大, 高速喷出. 因此, 涡扇发动机的推力由发动机输入空气和输出气体的速度以及尾喷口的排气压力共同决定. 为此, 本文选择燃油流量和尾喷管面积为输入量, 来控制高压转子转速和低压转子转速, 从而实现对涡扇发动机推力的间接控制^[31]. 那么, 根据 EME 建模方法, 涡扇发动机的数学模型可表示如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = \begin{bmatrix} a_{11}(\alpha) & a_{12}(\alpha) \\ a_{21}(\alpha) & a_{22}(\alpha) \end{bmatrix} \Delta x + \begin{bmatrix} b_{11}(\alpha) & b_{12}(\alpha) \\ b_{21}(\alpha) & b_{22}(\alpha) \end{bmatrix} \Delta u, \\ \Delta y = \begin{bmatrix} c_{11}(\alpha) & c_{12}(\alpha) \\ c_{21}(\alpha) & c_{22}(\alpha) \end{bmatrix} \Delta x + \begin{bmatrix} d_{11}(\alpha) & d_{12}(\alpha) \\ d_{21}(\alpha) & d_{22}(\alpha) \end{bmatrix} \Delta u, \end{cases} \quad (5)$$

其中, $x = [n_H, n_L]^T$ 表示发动机的状态变量, n_H 为高压转子转速, n_L 为低压转子转速; $u = [W_f, A_8]^T$ 表示发动机的输入变量, W_f 为燃油流量, A_8 为尾喷管道面积; $y = [n_H, \pi]^T$ 表示发动机的输出变量, π 为发动机压比.

需要注意的是, 映射关系的选取并不是任意的, 必须满足任意平衡点映射到它本身^[14], 即 $\alpha = \alpha(x, u)$ 必须满足 $\alpha = \alpha(x_e(\alpha), u_e(\alpha))$. 为了便于后续控制器设计, 本文选取 n_H 和 n_L 作为调度变量, 并令 $\alpha = [\alpha_1, \alpha_2]$, 可以得到如下的映射关系^[15]:

$$\begin{cases} \alpha_1 = n_H = n_{He}(\alpha), \\ \alpha_2 = n_L = n_{Le}(\alpha). \end{cases} \quad (6)$$

由上式可知, $\Delta n_H = n_H - n_{He} = 0$, $\Delta n_L = n_L - n_{Le} = 0$. 因此, 涡扇发动机的非线性多变量模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{n}_H = b_{11}(\alpha)\Delta W_f + b_{12}(\alpha)\Delta A_8, \\ \dot{n}_L = b_{21}(\alpha)\Delta W_f + b_{22}(\alpha)\Delta A_8, \\ y_1 = n_H, \\ y_2 = \pi = \pi_e(\alpha) + d_{21}(\alpha)\Delta W_f + d_{22}(\alpha)\Delta A_8, \end{cases} \quad (7)$$

其中, $\Delta W_f = W_f - W_{fe}(\alpha)$, $\Delta A_8 = A_8 - A_{8e}(\alpha)$, 输出 y_2 可视情况简化表示为 $y_2 = \pi = \pi_e(\alpha)$. 此外, 发动机的平衡流形可表示为

$$\begin{aligned} \xi_e(\alpha) = & \varphi_{\xi_e a_{00}} + \varphi_{\xi_e a_{10}} n_H + \varphi_{\xi_e a_{01}} n_L + \varphi_{\xi_e a_{20}} n_H^2 + \varphi_{\xi_e a_{11}} n_H n_L + \varphi_{\xi_e a_{02}} n_L^2 + \varphi_{\xi_e a_{30}} n_H^3 \\ & + \varphi_{\xi_e a_{21}} n_H^2 n_L + \varphi_{\xi_e a_{12}} n_H n_L^2 + \varphi_{\xi_e a_{03}} n_L^3 + \varphi_{\xi_e a_{40}} n_H^4 + \varphi_{\xi_e a_{31}} n_H^3 n_L + \varphi_{\xi_e a_{22}} n_H^2 n_L^2 \\ & + \varphi_{\xi_e a_{13}} n_H n_L^3 + \varphi_{\xi_e a_{04}} n_L^4, \end{aligned}$$

其中, ξ_e 分别取 W_{fe} , A_{8e} 和 π_e , $\varphi_{\xi_e a_{ij}}$ ($i = 0, 1, \dots, 4, j = 0, 1, \dots, 4 - i$) 为需要辨识的参数. 其余系统参数可表示为

$$\begin{aligned} b_{11}(\alpha) &= K_{a1} n_H + K_{a2} n_L + K_{a3}, & b_{12}(\alpha) &= K_{a4} n_H + K_{a5} n_L + K_{a6}, \\ b_{21}(\alpha) &= K_{b1} n_H + K_{b2} n_L + K_{b3}, & b_{22}(\alpha) &= K_{b4} n_H + K_{b5} n_L + K_{b6}, \\ d_{21}(\alpha) &= K_{d1} n_H + K_{d2} n_L + K_{d3}, & d_{22}(\alpha) &= K_{d4} n_H + K_{d5} n_L + K_{d6}. \end{aligned}$$

那么, 通过辨识方法可得到发动机在 $H = 0$ km, $Ma = 0$ 处的非线性模型各项参数. 通过观察系统 (7) 可将涡扇发动机系统重新整理得到标准的仿射非线性形式^[15]:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u, \\ y = h(x), \end{cases} \quad (8)$$

其中, $x = [n_H, n_L]^T$, $u = [W_f, A_8]^T$, $y = [h_1(x), h_2(x)]^T = [n_H, \pi]^T$,

$$f(x) = \begin{bmatrix} -b_{11}(\alpha)W_{fe}(\alpha) - b_{12}(\alpha)A_{8e}(\alpha) \\ -b_{21}(\alpha)W_{fe}(\alpha) - b_{22}(\alpha)A_{8e}(\alpha) \end{bmatrix}, \quad g(x) = [g_1(x) \quad g_2(x)] = \begin{bmatrix} b_{11}(\alpha) & b_{12}(\alpha) \\ b_{21}(\alpha) & b_{22}(\alpha) \end{bmatrix}.$$

注释1 EME模型利用了调度变量 α 和当前工作点 (x, u, y) 之间的映射关系,而调度变量 α 一般被设计为状态和输入的函数,使得EME模型中只包含 x, u 和 y ,从而构建出一个非线性系统.调度变量的选取不唯一,可以是状态量、输入量或者输出量.本文选取状态量作为调度变量,很容易得到 $\Delta n_H = n_H - n_{He} = 0, \Delta n_L = n_L - n_{Le} = 0$.因此在对EME模型参数辨识时不需要考虑矩阵参数 $A(\alpha)$ 和 $C(\alpha)$,大大简化了涡扇发动机非线性模型.此外,考虑到 u 存在执行器动态,若选用 u 为调度变量时,可以通过状态扩张得到一个仿射模型结构^[14].

注释2 文献[16]研究单入单出涡扇发动机EME切换模型,分别采用 n_H, n_L 和 W_f 作为调度变量,然后借助于部件级模型的误差设计切换律,从而提高了发动机的控制精度.文献[14]构建了面向控制的多入多出的涡扇发动机模型,分别分析了调度参数选取 (n_H, A_8) 和 (W_f, A_8) 对模型精度的影响,但后续需要计算缺失的系数矩阵.本文选取状态量 (n_H, n_L) 为调度变量,可直接构建出涡扇发动机的仿射非线性模型,方法简单,便于控制器设计.

在上述讨论的基础上,充分考虑不确定项和干扰对涡扇发动机系统的影响,那么具有不确定项和外部干扰的涡扇发动机非线性系统可描述为

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + \Delta f(x) + g(x)u + d, \\ y = h(x), \end{cases} \quad (9)$$

其中, $f(x), g(x)$ 和 $h(x)$ 的形式同式(8), $\Delta f(x) = [\Delta f_1(x), \Delta f_2(x)]^T$ 为未知的不确定项, $d = [d_1, d_2]^T$ 为涡扇发动机受到的未知干扰.

根据发动机油门杆角度(power lever angle, PLA)指令生成参考输出信号 $y_d = \begin{bmatrix} y_{d1} \\ y_{d2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_{Hd} \\ \pi_d \end{bmatrix}$,那么可得跟踪误差

$$e = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix} = z - y_d = \begin{bmatrix} z_1 - y_{d1} \\ z_2 - y_{d2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_H - n_{Hd} \\ \pi - \pi_d \end{bmatrix}. \quad (10)$$

控制目标.设计一个复合抗扰控制器,使得带有不确定项和外部干扰的涡扇发动机系统的输出信号能够快速地跟踪给定的参考信号,并且跟踪误差 $e_i(t), i = 1, 2$ 在固定时间内收敛到给定的界限内,且始终满足如下的预设性能约束:

$$-\varepsilon_{i \min} \rho_i(t) < e_i(t) < \varepsilon_{i \max} \rho_i(t), \quad (11)$$

其中, $\rho_i(t)$ 为给定的性能函数, $0 < \varepsilon_{i \min} \leq 1$ 和 $0 < \varepsilon_{i \max} \leq 1$ 分别是预设的常数,且满足 $-\varepsilon_{i \min} \rho_i(0) < e_i(0) < \varepsilon_{i \max} \rho_i(0)$.

为了便于后续的观测器和控制器设计,给出如下假设条件.

假设1 涡扇发动机的状态信号和输出信号均是可获得的.

假设2 涡扇发动机受到的未知干扰 d 是有界的,且存在一个正常数 δ 使得 $\|d\| \leq \delta$.

注释3 假设2是抗干扰控制领域中常见的条件,如文献[19~22].一方面,如果干扰变化非常快,则很难利用干扰观测器来估计;另一方面,涡扇系统中的扰动通常是有界的,这与实际情况相一致^[4, 22].

3 涡扇发动机抗干扰控制器设计

本节主要在涡扇发动机非线性数学模型(8)的基础上,进一步考虑模型存在干扰的情况下,利用

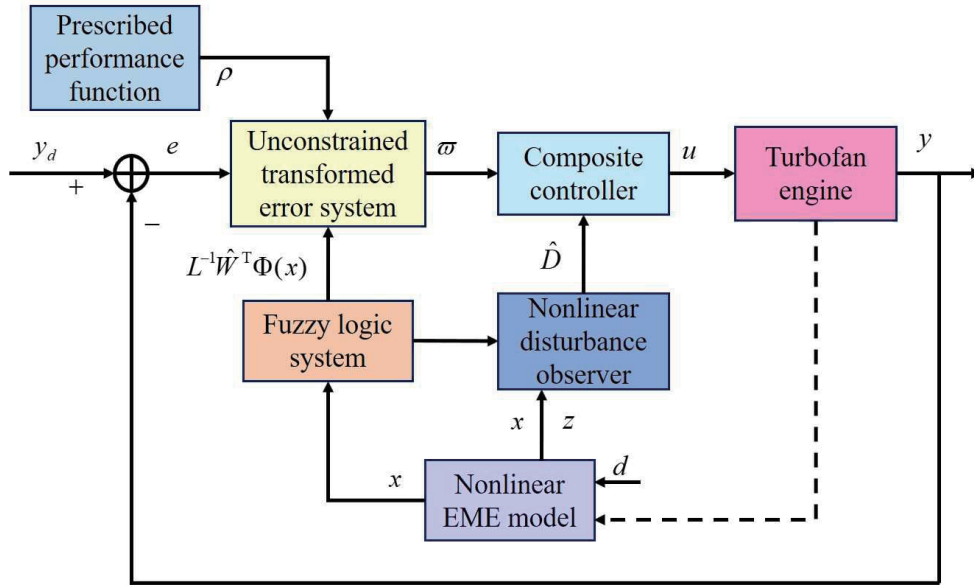


图 1 (网络版彩图) 涡扇发动机非线性鲁棒抗干扰控制框图

Figure 1 (Color online) Block diagram of nonlinear robust anti-disturbance control for turbofan engines

坐标变换将非线性模型进行输入输出反馈线性化. 再引入固定时间预设性能函数并利用误差转换函数将误差系统转换成无约束系统, 同时利用模糊逻辑系统来逼近未知的不确定项. 然后设计非线性干扰观测器以估计系统中的复合干扰. 最后根据干扰估计值, 设计非线性鲁棒抗干扰控制器和模糊逻辑系统的参数自适应律. 具体流程如图 1 所示.

3.1 干扰下涡扇发动机系统反馈线性化

反馈线性化是设计多输入多输出非线性系统控制器的主要方法之一, 利用微分同胚变换与非线性状态反馈在大范围内将原非线性系统转化为线性系统, 从而获得系统输入输出之间的线性关系, 然后利用线性控制理论设计控制器^[32]. 首先, 根据反馈线性化理论, 需确定涡扇发动机系统 (8) 的相对阶来判断系统是否能够进行线性化. 根据相对阶的概念^[32], 对涡扇发动机仿射非线性模型进行李导数计算, 当 r_1 和 r_2 分别取 1 时, 可得

$$\begin{aligned} L_{g_1} L_f^{r_1-1} h_1(x) &= b_{11}(\alpha) \neq 0, \\ L_{g_2} L_f^{r_1-1} h_1(x) &= b_{12}(\alpha) \neq 0, \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} L_{g_1} L_f^{r_2-1} h_2(x) &= \frac{\partial \pi(\alpha)}{\partial x_1} b_{11}(\alpha) + \frac{\partial \pi(\alpha)}{\partial x_2} b_{21}(\alpha) \neq 0, \\ L_{g_2} L_f^{r_2-1} h_2(x) &= \frac{\partial \pi(\alpha)}{\partial x_1} b_{12}(\alpha) + \frac{\partial \pi(\alpha)}{\partial x_2} b_{22}(\alpha) \neq 0. \end{aligned} \quad (13)$$

由上式可以看出输出 $h_1(x)$ 和 $h_2(x)$ 的相对阶分别是 $r_1 = 1$ 和 $r_2 = 1$, 那么发动机系统的相对阶之和为 $r = r_1 + r_2 = 2 = n$. 因此, 根据文献 [31] 可知, 存在状态变换 $z = T(x) = \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \pi^H \\ \pi \end{bmatrix}$ 能够使得非线性系统 (8) 转化为线性系统. 然而, 反馈线性化是一种基于精确模型的线性化方法, 在实际系统中不可避免地会出现干扰或不确定因素. 因此, 对具有不确定项和外部干扰的涡扇发动机非线性系统 (9) 进行反馈线性化, 可得

$$\dot{z} = b(x) + \Delta b(x) + A(x)u + G(x)d, \quad (14)$$

其中, $z = [n_H, \pi]^T$, $b(x) = \frac{\partial h(x)}{\partial x} f(x)$, $A(x) = \frac{\partial h(x)}{\partial x} g(x)$, $\Delta b(x) = \frac{\partial h(x)}{\partial x} \Delta f(x)$ 和 $G(x) = \frac{\partial h(x)}{\partial x} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ \frac{\partial \pi}{\partial x_1} & \frac{\partial \pi}{\partial x_2} \end{bmatrix}$.

根据式 (14), 对式 (10) 求导, 可得

$$\dot{e} = b(x) + \Delta b(x) + A(x)u + G(x)d - \dot{y}_d. \tag{15}$$

注释4 根据 EME 建模方法和参数设计可知, 反馈线性化后的涡扇发动机系统 (15) 中的参数矩阵 $A(x)$ 是可逆的.

3.2 基于模糊逻辑系统的干扰观测器设计

首先, 利用模糊逻辑系统逼近未知的不确定项, 满足如下 IF-THEN 规则^[24].

规则 R^{1i} . 如果 x_1 是 F_1^{1i} , x_2 是 F_2^{1i} , 以此类推至 x_n 是 F_n^{1i} , 那么 p_1 是 N^{1i} , $i = 1, \dots, \bar{s}$.

此处, $x = [x_1, \dots, x_n]^T$ 和 p_1 分别表示模糊逻辑系统的输入和输出, F_j^{1i} ($j = 1, \dots, n$) 和 N^{1i} 分别是与隶属度函数 $\mu_{F_j^{1i}}$ 和 $\mu_{N^{1i}}$ 相关的模糊集, \bar{s} 是规则个数.

那么, 模糊逻辑系统可表示为^[25, 26]

$$p_1 = \frac{\sum_{i=1}^{\bar{s}} \bar{p}_{1i} \prod_{j=1}^n \mu_{F_j^{1i}}(x_j)}{\sum_{i=1}^{\bar{s}} [\prod_{j=1}^n \mu_{F_j^{1i}}(x_j)]}, \tag{16}$$

其中, $\bar{p}_{1i} = \max_{p \in \mathbb{R}} \mu_{N^{1i}}(p)$. 定义如下模糊基函数:

$$\varphi_{1i} = \frac{\prod_{j=1}^n \mu_{F_j^{1i}}(x_j)}{\sum_{i=1}^{\bar{s}} [\prod_{j=1}^n \mu_{F_j^{1i}}(x_j)]}, \tag{17}$$

那么令 $\hat{W}_1 = [\bar{p}_{11}, \dots, \bar{p}_{1\bar{s}}]^T$ 和 $\Phi_1(x) = [\varphi_{11}, \dots, \varphi_{1\bar{s}}]^T$, 式 (16) 可进一步改写成 $p_1 = \hat{W}_1^T \Phi_1(x)$. 因此, 可以利用模糊逻辑系统来逼近非线性系统 (9) 中的不确定项 $L\Delta f(x)$, 得到

$$L\Delta f(x) = W^{*T} \Phi(x) + \tau^*, \tag{18}$$

其中, $L = L^T \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$ 为待设计的正常数矩阵, $W^* = \text{diag}\{W_1^*, W_2^*\}$ 和 $\Phi(x) = [\Phi_1^T(x), \Phi_2^T(x)]^T$ 分别表示最优权值矩阵和基函数向量, $\tau^* \in \mathbb{R}^2$ 为逼近误差且满足 $\|\tau^*\| \leq \bar{\tau}$, 其中 $\bar{\tau}$ 为未知的正常数. 考虑到逼近误差 τ^* 和外部干扰均是有界的, 定义 $D = L^{-1}\tau^* + d$, 非线性系统 (9) 可改写成

$$\dot{x} = f(x) + L^{-1}W^{*T} \Phi(x) + g(x)u + D. \tag{19}$$

根据假设 2 和复合干扰 D 的定义, 可得到

$$\|\dot{D}\| \leq \bar{\delta}, \tag{20}$$

其中, $\bar{\delta} > 0$.

针对涡扇发动机非线性系统 (19), 设计如下非线性干扰观测器^[20, 21]:

$$\begin{cases} \hat{D} = \zeta + Lx, \\ \dot{\zeta} = G^T(x)\beta^T \varpi - L(f(x) + L^{-1}\hat{W}^T \Phi(x) + g(x)u + \hat{D}), \end{cases} \tag{21}$$

其中, $\zeta \in \mathbb{R}^2$ 为非线性观测器的内部动态, \hat{D} 为干扰估计, β 为待设计参数, ϖ 为转化后的无约束系统的状态. 相比于传统的非线性干扰观测器, 在内部动态系统中增加了转化后的无约束系统的误差项 $G^T(x)\beta^T\varpi$, 增加了干扰的信息量, 从而提高了观测器的估计性能.

令 $\tilde{D} = D - \hat{D}$, $\tilde{W} = W^* - \hat{W}$, 有

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{D}} &= \dot{D} + L \left(f(x) + L^{-1}\hat{W}^T\Phi(x) + g(x)u + \hat{D} \right) - G^T(x)\beta^T\varpi \\ &\quad - L \left(f(x) + L^{-1}W^{*T}\Phi(x) + g(x)u + D \right) \\ &= -L\tilde{D} - \tilde{W}^T\Phi(x) - G^T(x)\beta^T\varpi + \dot{D}. \end{aligned} \quad (22)$$

3.3 固定时间预设性能与误差转换

本小节给出了一种预设性能函数, 通过对跟踪误差作约束, 保证了跟踪误差的瞬态性能.

定义1 ([29,30]) 对于一个固定时间预设性能函数 $\rho_i(t)$, 以下的广义性质成立: (1) $\rho_i(t)$ 是 $[0, +\infty)$ 上的连续函数; (2) $\rho_i(t)$ 从初始值 $\rho_i(0) = \rho_{i0} > 0$ 到终端值 $\rho_i(T) = \rho_{i\infty} > 0$ 为正且非递增函数, 其中 $\rho_{i0} > \rho_{i\infty}$, $0 < T < +\infty$ 为任意预先分配的固定时间; (3) $\dot{\rho}_i(T) = 0$; (4) 当 $t > T$ 时, $\rho_i(t) = \rho_{i\infty}$.

根据上述定义, 给出以下性能函数:

$$\rho_i(t) = \begin{cases} (\rho_{i0} - \rho_{i\infty})\Xi + \rho_{i0}, & 0 \leq t \leq T, \\ \rho_{i\infty}, & t > T, \end{cases} \quad (23)$$

其中, $\Xi = \frac{\sin(2\pi t/T)}{2\pi} - \frac{t}{T}$, $\rho_{i0} > \rho_{i\infty} > 0$ 分别是 $\rho_i(t)$ 的初始值和终值. 通过对 $\rho_i(t)$ 求导可知上述性能函数满足定义 1. 所设计的预设性能函数满足 $\dot{\rho}_i(0) = 0$, 因此可以有效地避免初始时间的控制输入饱和问题. 此外, 所设计的预设性能函数由于满足 $\dot{\rho}_i(0) = \dot{\rho}_i(T) = 0$, 也能避免跟踪误差信号收敛过慢导致的越界问题.

为了控制器设计, 需要将不等式约束转换为无约束状态. 因此, 根据跟踪误差 $e_i(t)$ 和性能函数 $\rho_i(t)$ 引入了一个等效的误差变换函数, 如下所示:

$$e_i(t) = \rho_i(t)\psi_i(\varpi_i), \quad (24)$$

其中, ϖ_i 为转换后的误差, $\psi_i(\varpi_i) : (-\infty, +\infty) \rightarrow (-\varepsilon_{i\min}, \varepsilon_{i\max})$ 是一个严格递增光滑的可逆函数, 可设计为^[27]

$$\psi_i(\varpi_i) = \frac{\varepsilon_{i\min}\varepsilon_{i\max}\exp(\varpi_i) - \varepsilon_{i\min}\varepsilon_{i\max}\exp(-\varpi_i)}{\varepsilon_{i\min}\exp(\varpi_i) + \varepsilon_{i\max}\exp(-\varpi_i)}. \quad (25)$$

通过式 (25), 转换后的跟踪误差为

$$\varpi_i = \psi_i^{-1}(\varepsilon_i) = \frac{1}{2} \ln \left(\frac{\varepsilon_{i\max}\varepsilon_i + \varepsilon_{i\min}\varepsilon_{i\max}}{\varepsilon_{i\min}\varepsilon_{i\max} - \varepsilon_{i\min}\varepsilon_i} \right), \quad (26)$$

其中, $\varepsilon_i = \frac{e_i}{\rho_i}$. 对其求导可得

$$\dot{\varpi}_i = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\varepsilon_i + \varepsilon_{i\min}} - \frac{1}{\varepsilon_i - \varepsilon_{i\max}} \right) \left(\frac{\dot{e}_i}{\rho_i} - \frac{e_i\dot{\rho}_i}{\rho_i^2} \right) = \beta_i(\dot{e}_i + \vartheta_i e_i), \quad (27)$$

其中, $\vartheta_i = -\frac{\dot{\rho}_i}{\rho_i}$, $\beta_i = \frac{1}{2\rho_i} \left(\frac{1}{\varepsilon_i + \varepsilon_{i\min}} - \frac{1}{\varepsilon_i - \varepsilon_{i\max}} \right)$. 根据误差转换函数的定义可知, $\beta_i \neq 0$.

结合式 (15), (24) 和 (27), 转换后的误差系统为

$$\dot{\varpi} = \beta(b(x) + \Delta b(x) + A(x)u + G(x)d - \dot{y}_d + \vartheta e), \quad (28)$$

其中, $\varpi = [\varpi_1, \varpi_2]^T$, $e = [e_1, e_2]^T$, $\vartheta = \text{diag}\{\vartheta_1, \vartheta_2\}$ 和 $\beta = \text{diag}\{\beta_1, \beta_2\}$.

3.4 涡扇发动机抗扰控制器设计

结合模糊逻辑系统逼近的不确定项 (18), 转化后的无约束误差系统 (28) 可改写成

$$\dot{\varpi} = \beta (A(x)u + b(x) + G(x)L^{-1}W^{*\text{T}}\Phi(x) + G(x)D - \dot{y}_d + \vartheta e). \quad (29)$$

基于非线性干扰观测器 (21) 的干扰估计值, 可设计如下复合抗干扰控制器:

$$u = -A^{-1}(x) \left(\beta^{-1}K\varpi + b(x) + G(x)L^{-1}\hat{W}^{\text{T}}\Phi(x) + G(x)\hat{D} - \dot{y}_d + \vartheta e \right), \quad (30)$$

其中, $K = K^{\text{T}} > 0$ 为待设计的控制律参数.

将式 (30) 代入式 (29), 可得

$$\dot{\varpi} = -K\varpi + \beta G(x)L^{-1}\tilde{W}^{\text{T}}\Phi(x) + \beta G(x)\tilde{D}. \quad (31)$$

选择候选的 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2}\varpi^{\text{T}}\varpi + \frac{1}{2}\tilde{D}^{\text{T}}\tilde{D} + \frac{1}{2}\text{tr} \left(\tilde{W}^{\text{T}}\Gamma^{-1}\tilde{W} \right), \quad (32)$$

其中, $\Gamma = \Gamma^{\text{T}} > 0$.

对式 (32) 求导并调用式 (22) 和 (31) 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \varpi^{\text{T}}\dot{\varpi} + \tilde{D}^{\text{T}}\dot{\tilde{D}} + \text{tr} \left(\tilde{W}^{\text{T}}\Gamma^{-1}\dot{\tilde{W}} \right) \\ &= \varpi^{\text{T}} \left(-K\varpi + \beta G(x)L^{-1}\tilde{W}^{\text{T}}\Phi(x) + \beta G(x)\tilde{D} \right) \\ &\quad + \tilde{D}^{\text{T}} \left(-L\tilde{D} - \tilde{W}^{\text{T}}\Phi(x) - G^{\text{T}}(x)\beta^{\text{T}}\varpi + \dot{D} \right) - \text{tr} \left(\tilde{W}^{\text{T}}\Gamma^{-1}\dot{\tilde{W}} \right). \end{aligned} \quad (33)$$

选择以下模糊参数自适应律:

$$\dot{\tilde{W}} = \Gamma \left(\Phi(x)\varpi^{\text{T}}\beta G(x)L^{-1} - \eta\tilde{W} \right), \quad (34)$$

其中, η 是待设计参数.

注释5 与传统的非线性干扰观测器不同, 本文在设计基于模糊逻辑系统的非线性干扰观测器 (21) 时引入了转化后的无约束误差系统的状态项 $G^{\text{T}}(x)\beta^{\text{T}}\varpi$, 进而出现了式 (33) 中的耦合项 $\tilde{D}^{\text{T}}G^{\text{T}}(x)\beta^{\text{T}}\varpi$, 而此耦合项正好可与式 (33) 中 $\varpi^{\text{T}}\beta G(x)\tilde{D}$ 相抵消, 无需传统非线性控制的放缩操作, 降低了保守性, 并在一定程度上提高了估计性能.

考虑到

$$2\text{tr} \left(\tilde{W}^{\text{T}}\dot{\tilde{W}} \right) = \|W^*\|^2 - \|\tilde{W}\|^2 - \|\dot{\tilde{W}}\|^2 \leq \|W^*\|^2 - \|\tilde{W}\|^2, \quad (35)$$

并且利用 Young 不等式, 得到下列不等式成立:

$$-\tilde{D}^{\text{T}}\tilde{W}^{\text{T}}\Phi(x) \leq 0.5\gamma\kappa^2 \|\tilde{D}\|^2 + 0.5\gamma^{-1} \|\tilde{W}\|^2, \quad (36)$$

其中, $\|\Phi(x)\| \leq \kappa$ 且 γ 为待设计参数.

因此, 式 (33) 可改写成

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\varpi^{\text{T}}K\varpi - \tilde{D}^{\text{T}} \left(L - (0.5 + 0.5\gamma\kappa^2) I_2 \right) \tilde{D} - (0.5\eta - 0.5\gamma^{-1}) \|\tilde{W}\|^2 + 0.5\delta^2 + 0.5\eta \|W^*\|^2 \\ &\leq -\varsigma V + \text{Cons}, \end{aligned} \quad (37)$$

其中, $\varsigma = \min\{\lambda_{\min}(2K), \lambda_{\min}(2L - (1 + \gamma\kappa^2) I_2), \frac{\eta - \gamma^{-1}}{\lambda_{\max}(\Gamma^{-1})}\}$, $\text{Cons} = 0.5\delta^2 + 0.5\eta \|W^*\|^2$.

基于以上的分析, 涡扇发动机非线性鲁棒抗扰控制的结果可归纳为如下定理.

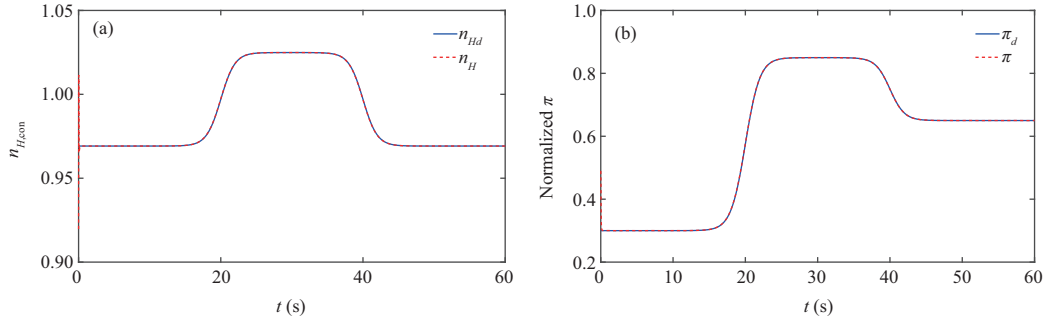


图 2 (网络版彩图) (a) 换算高压转速跟踪; (b) 量化的压比跟踪

Figure 2 (Color online) (a) Converting high speed tracking; (b) normalized pressure ratio tracking

定理1 考虑具有不确定项和外部干扰的涡扇发动机非线性系统 (9), 经过反馈线性化后得到误差系统 (10), 系统中不确定项采用模糊逻辑系统 (18) 逼近, 设计非线性干扰观测器 (21) 估计外部干扰和逼近误差组成的复合干扰, 权值更新律为 (34), 在设计的复合抗干扰控制器 (30) 作用下, 所有闭环系统的信号均最终一致有界. 此外, 系统的瞬态性能始终保持在指定的预设性能界内.

证明 选择 Lyapunov 函数 (32), 根据式 (37) 可得

$$0 \leq V \leq \frac{\text{Cons}}{\varsigma} + \left[V(0) - \frac{\text{Cons}}{\varsigma} \right] e^{-\varsigma t}, \quad (38)$$

从上式可知 V 是收敛的且 $\lim_{t \rightarrow \infty} V = \frac{\text{Cons}}{\varsigma}$. 因此, 跟踪误差和干扰估计误差都是最终一致有界的. 为保证闭环系统的稳定性, 待设计的参数矩阵应满足 $K > 0, L - 0.5(1 + \gamma\kappa^2)I_2 > 0, \eta - \gamma^{-1} > 0$.

另外, 由于跟踪信号 ϖ 是有界的, 根据误差转换函数 (25) 的定义可知 $-\varepsilon_{i \min} < \psi_i(\varpi_i) < \varepsilon_{i \max}$, 进而得到 $-\varepsilon_{i \min}\rho_i(t) < e_i(t) < \varepsilon_{i \max}\rho_i(t), i = 1, 2$. 因此, 系统的瞬态性能能够始终保持在指定的预设性能界内.

4 数值仿真

为了验证本文所提出的鲁棒抗扰控制方法, 在涡扇发动机非线性模型上进行仿真验证. 需要说明的是, 为避免发动机模型参数病态, 在数值仿真时上述各项参数均做标准化处理. 具体验证流程如图 1 所示. 仿真中假设涡扇发动机的参数存在 2% 的衰减, 以此表示系统建模不确定部分. 参考轨迹信号采用平滑处理, 给定如下:

$$n_{Hd} = -\frac{0.048}{1 + e^{t-20}} + \frac{0.048}{1 + e^{t-40}} + 0.977, \quad \pi_d = -\frac{0.55}{1 + e^{t-20}} + \frac{0.2}{1 + e^{t-40}} + 0.65.$$

此外, 假设受到外部干扰为 $d_1 = 0.05 \sin(t)$ 和 $d_2 = 0.08 \cos(2t)$. 预设性能的各项参数选择为 $\rho_{10} = \rho_{20} = 1, \rho_{1\infty} = \rho_{2\infty} = 0.1, \varepsilon_{1 \min} = 0.8, \varepsilon_{1 \max} = 1, \varepsilon_{2 \min} = 1, \varepsilon_{2 \max} = 0.8, T = 3$. 选择模糊逻辑系统的规则数为 $\bar{s} = 11$, 因此 $\Gamma = \Gamma^T = I_{22 \times 22}$, 模糊隶属度函数选取为

$$\mu_{F_j^{1i}} = \exp \left[-\frac{(x_j - 1 + 0.2i)^2}{5} \right], \quad \mu_{F_j^{2i}} = \exp \left[-\frac{(x_j - 4 + 0.8i)^2}{8} \right],$$

其中, $i = 1, \dots, 11, j = 1, 2$.

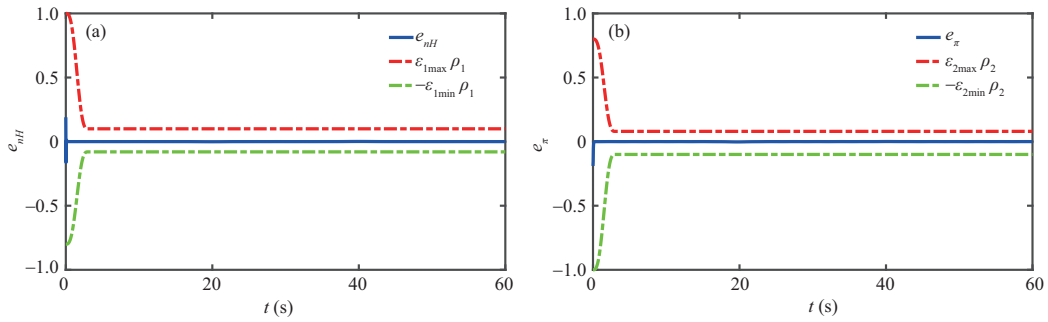


图 3 (网络版彩图) 基于预设性能的 (a) 换算高压转速跟踪误差和 (b) 量化压比跟踪误差

Figure 3 (Color online) (a) Converting high speed tracking error and (b) normalized pressure ratio tracking error with the prescribed performance function

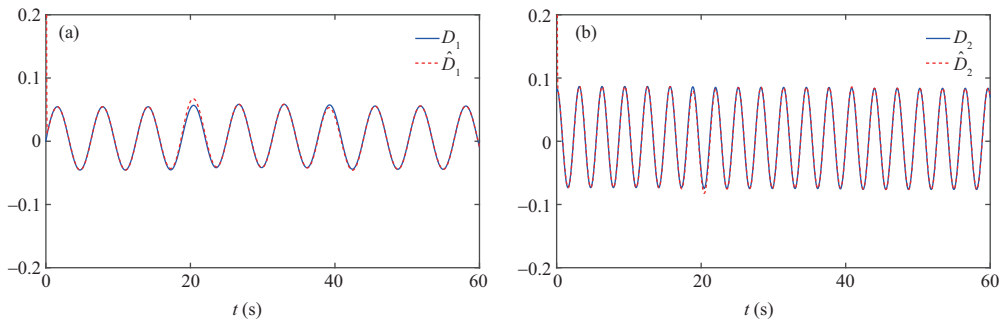


图 4 (网络版彩图) (a) 复合干扰 D_1 和干扰估计 \hat{D}_1 ; (b) 复合干扰 D_2 和干扰估计 \hat{D}_2

Figure 4 (Color online) (a) Composite disturbance D_1 and disturbance estimation \hat{D}_1 ; (b) composite disturbance D_2 and disturbance estimation \hat{D}_2

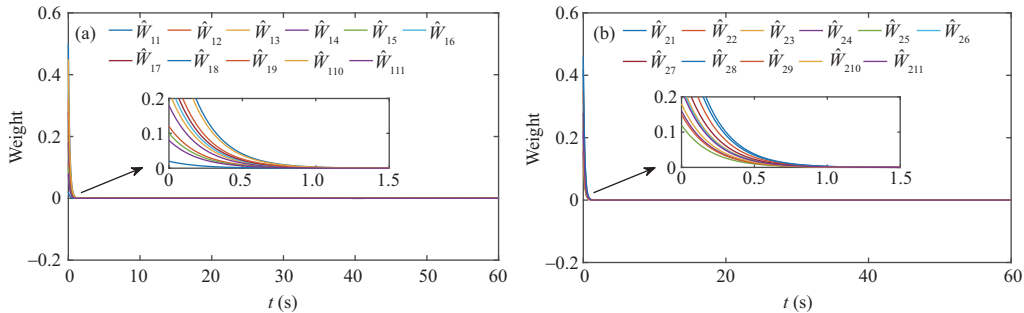


图 5 (网络版彩图) (a) 权值 1 和 (b) 权值 2 的自适应律

Figure 5 (Color online) Adaptive laws of (a) wight 1 and (b) wight 2

控制器参数选取为 $k_1 = 20, k_2 = 20$; 干扰观测器增益选取为 $l_1 = 50, l_1 = 50$; 自适应律增益为 $\eta = 5$. 参数的选取均满足稳定性要求.

本文控制目标是保证涡扇发动机能够抑制干扰的不利影响并且快速稳定地跟踪参考指令信号, 保证系统的跟踪误差在给定的时间内被限制在预设性能界内. 图 2(a) 给出了涡扇发动机高压转子换算转速 n_H 的跟踪情况, 从图中可知发动机的高压转速能够快速跟踪上指令信号. 图 2(b) 是归一化的发动机压比 π 的跟踪效果图, 发动机的压比同样能够快速跟踪上指令信号. 基于固定时间预设性能函数

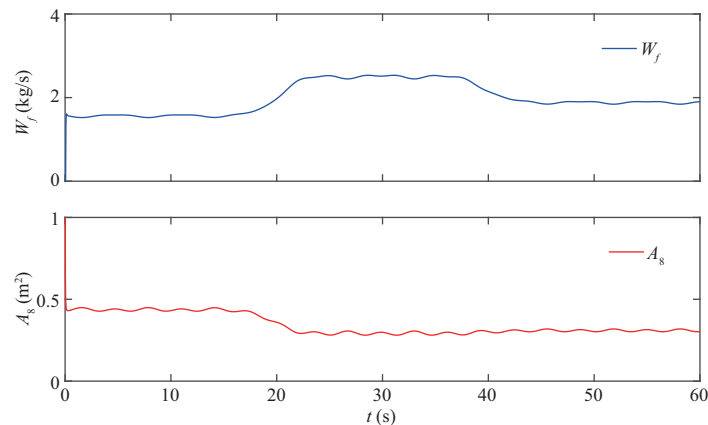


图 6 (网络版彩图) 控制输入
Figure 6 (Color online) Control input

的跟踪误差如图 3(a) 和 (b) 所示, 虚线表示预设性能边界, 在给定的固定时间 3 s 内, 高压转速跟踪误差和压比跟踪误差均被限制在预设性能边界内, 且一直被约束在边界内. 图 4(a) 和 (b) 是干扰观测器对复合干扰的估计曲线, 当干扰出现后, 干扰观测器立即生效并快速估计出干扰, 并作为前馈补偿用于控制器中, 从而有效地消除干扰的不利影响. 图 5(a) 和 (b) 则是模糊逻辑系统中的权值更新律, 更新律处于收敛状态. 图 6 是控制输入信号.

综合上述仿真结果可知, 所采用的基于固定时间预设性能的涡扇发动机模糊自适应抗扰控制方法能够保证发动机的良好控制效果.

5 总结

针对具有模型不确定项和未知干扰的涡扇发动机非线性系统, 提出了一种基于干扰观测器的涡扇发动机系统模糊自适应控制方法. 利用平衡流形和辨识方法构建仿射型非线性涡扇发动机的数学模型. 利用模糊逻辑系统逼近系统不确定项, 并将逼近残差与外部干扰结合成复合干扰. 然后设计非线性干扰观测器估计复合干扰, 作为前馈补偿抵消其不良影响. 为保证控制系统的瞬态性能, 设计固定时间预设性能函数, 并通过误差转换设计出复合鲁棒抗扰控制器. 最后仿真结果证明了该方法的有效性.

参考文献

- 1 Kulikov G G, Thompson H A. Dynamic Modelling of Gas Turbines: Identification, Simulation, Condition Monitoring and Optimal Control. London: Springer Science & Business Media, 2004
- 2 Pan M H, Wang H, Huang J W. T-S fuzzy modeling for aircraft engines: the clustering and identification approach. Energies, 2019, 12: 3284
- 3 Liu Y, Frederick D K, DeCastro J A, et al. User's guide for the commercial modular aero-propulsion system simulation (C-MAPSS): Version 2, NASA/TM-2012-217432. Cleveland: NASA Glenn Research Center, 2012
- 4 Hanz R. Advanced Control of Turbofan Engines. London: Springer, 2012
- 5 Rugh W J, Shamma J S. Research on gain scheduling. Automatica, 2000, 36: 1401-1425
- 6 Leith D J, Leithead W E. Survey of gain-scheduling analysis and design. Int J Control, 2000, 73: 1001-1025
- 7 Shamma J S, Athans M. Analysis of gain scheduled control for nonlinear plants. IEEE Trans Automat Contr, 2002, 35: 898-907

- 8 Balas G J. Linear, parameter-varying control and its application to a turbofan engine. *Intl J Robust Nonlinear*, 2002, 12: 763–796
- 9 Gilbert W, Henrion D, Bernussou J, et al. Polynomial LPV synthesis applied to turbofan engines. *Control Eng Pract*, 2010, 18: 1077–1083
- 10 Shi Y, Zhao J. Supervisory control of multiple switching laws with performance guidance for aeroengines. *IEEE Trans Contr Syst Technol*, 2019, 27: 2557–2564
- 11 Yu D R, Sui Y F. Expansion model based on equilibrium manifold for nonlinear system. *J Sys Simu*, 2006, 18: 2415–2418 [于达仁, 隋岩峰. 非线性系统平衡流行展开模型. *系统仿真学报*, 2006, 18: 2415–2418]
- 12 Yu D R, Zhao H, Xu Z, et al. An approximate non-linear model for aeroengine control. *Proc Inst Mech Eng Part G-J Aerospace Eng*, 2011, 225: 1366–1381
- 13 Zhao H, Liu J F, Yu D R. Approximate nonlinear modeling and feedback linearization control for aeroengines. *J Eng Gas Turbines Power*, 2011, 133: 111601
- 14 Lv C K, Wang Z, Dai L, et al. Control-oriented modeling for nonlinear MIMO turbofan engine based on equilibrium manifold expansion model. *Energies*, 2021, 14: 6277
- 15 Lv C K, Chang J T, Yu D R. Feedback linearized Sliding mode control of turbofan engine based on multiple input multiple output equilibrium manifold expansion model. *J Propulsion Technol*, 2021, 42: 1681–1689+1675 [吕钺坤, 常军涛, 于达仁. 基于多入多出平衡流形展开模型的涡扇发动机反馈线性化滑模控制. *推进技术*, 2021, 42: 1681–1689+1675]
- 16 Shi Y, Zhao J, Liu Y. Switching control for aero-engines based on switched equilibrium manifold expansion model. *IEEE Trans Ind Electron*, 2017, 64: 3156–3165
- 17 Guo L, Yu X, Zhang X, et al. Safety control system technologies for UAVs: review and prospect. *Sci Sin Inform*, 2020, 50: 184–194 [郭雷, 余翔, 张霄, 等. 无人机安全控制系统技术: 进展与展望. *中国科学: 信息科学*, 2020, 50: 184–194]
- 18 Qu L Z, Qiao W, Qu L Y. Active-disturbance-rejection-based sliding-mode current control for permanent-magnet synchronous motors. *IEEE Trans Power Electron*, 2021, 36: 751–760
- 19 Chen W H. Disturbance observer based control for nonlinear systems. *IEEE ASME Trans Mechatron*, 2004, 9: 706–710
- 20 Chen M, Shi P, Lim C C. Robust constrained control for MIMO nonlinear systems based on disturbance observer. *IEEE Trans Automat Contr*, 2015, 60: 3281–3286
- 21 Chen M, Chen S D, Wu Q X. Sliding mode disturbance observer-based adaptive control for uncertain MIMO nonlinear systems with dead-zone. *Adaptive Control Signal*, 2017, 31: 1003–1018
- 22 Liu F, Chen M, Li T. Resilient H_∞ control for uncertain turbofan linear switched systems with hybrid switching mechanism and disturbance observer. *Appl Math Computation*, 2022, 413: 126597
- 23 Yong K N, Chen M, Wu Q X. Anti-disturbance control for nonlinear systems based on interval observer. *IEEE Trans Ind Electron*, 2020, 67: 1261–1269
- 24 Feng G. *Analysis and Synthesis of Fuzzy Control Systems*. Boca Raton: CRC Press, 2010
- 25 Yan X G, Chen M, Feng G, et al. Fuzzy robust constrained control for nonlinear systems with input saturation and external disturbances. *IEEE Trans Fuzzy Syst*, 2021, 29: 345–356
- 26 Ma H X, Chen M, Feng G, et al. Disturbance-observer-based adaptive fuzzy tracking control for unmanned autonomous helicopter with flight boundary constraints. *IEEE Trans Fuzzy Syst*, 2023, 31: 184–198
- 27 Chen M, Wu Q X, Jiang C S, et al. Guaranteed transient performance based control with input saturation for near space vehicles. *Sci China Inf Sci*, 2014, 57: 052204
- 28 Hu W, Yong K N, Chen M. Disturbance interval observer-based carrier landing control of unmanned aerial vehicles using prescribed performance. *Sci Sin Inform*, 2022, 52: 1711–1726 [胡伟, 雍可南, 陈谋. 基于干扰区间观测器的无人机预设性能着舰飞行控制. *中国科学: 信息科学*, 2022, 52: 1711–1726]
- 29 Yang P, Su Y. Proximate fixed-time prescribed performance tracking control of uncertain robot manipulators. *IEEE ASME Trans Mechatron*, 2022, 27: 3275–3285
- 30 Tan J, Guo S. Backstepping control with fixed-time prescribed performance for fixed wing UAV under model uncertainties and external disturbances. *Int J Control*, 2022, 95: 934–951
- 31 黄金泉, 张天宏, 叶志锋, 等. *现代航空动力装置控制*. 北京: 航空工业出版社, 2018
- 32 冯纯伯, 费树岷. *非线性控制系统分析与设计*. 北京: 电子工业出版社, 1998

Fuzzy adaptive control for turbofan engines with fixed-time prescribed performance

Fan LIU & Mou CHEN*

College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China

* Corresponding author. E-mail: chenmou@nuaa.edu.cn

Abstract To deal with the multivariable robust control problem of turbofan engines with a large envelope, a fixed-time prescribed performance fuzzy adaptive control scheme is proposed for the nonlinear turbofan system based on a disturbance observer. Firstly, the equilibrium manifold modeling method was adopted to construct the affine nonlinear turbofan engine model. Through the feedback linearization method, the output tracking error system of the disturbed turbofan engine system was obtained. Then the fuzzy logic system was used to approximate the uncertainty term. A nonlinear disturbance observer was designed to estimate the unknown disturbance and the approximate error. In order to ensure the transient performance and steady-state accuracy of the control system, the fixed-time prescribed performance function was adopted and the system was transformed into an unconstrained error system by the error conversion function. Based on these, a composite nonlinear robust anti-disturbance controller was further developed. Finally, the simulation results indicated that the proposed method can ensure the rotor speed and pressure ratio to effectively track the reference command, and the tracking errors are always limited to the prescribed performance bound.

Keywords turbofan engine, nonlinear disturbance observer, fuzzy logic system, fixed time, prescribed performance function