

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局

(43) 国际公布日
2020 年 7 月 16 日 (16.07.2020)



(10) 国际公布号
WO 2020/142984 A1

(51) 国际专利分类号:

F02C 9/00 (2006.01)

中国辽宁省大连凌工路 2 号大连理工大学
专利中心, Liaoning 116024 (CN)。

(21) 国际申请号:

PCT/CN2019/071178

(22) 国际申请日:

2019 年 1 月 10 日 (10.01.2019)

(25) 申请语言:

中文

(26) 公布语言:

中文

(71) 申请人: 大连理工大学 (**DALIAN UNIVERSITY OF TECHNOLOGY**) [CN/CN]; 中国辽宁省大连凌工路 2 号大连理工大学专利中心, Liaoning 116024 (CN)。

(72) 发明人: 马艳华 (**MA, Yanhua**); 中国辽宁省大连凌工路 2 号大连理工大学专利中心, Liaoning 116024 (CN)。 杜宪 (**DU, Xian**); 中国辽宁省大连凌工路 2 号大连理工大学专利中心, Liaoning 116024 (CN)。 王晔 (**WANG, Ye**); 中国辽宁省大连凌工路 2 号大连理工大学专利中心, Liaoning 116024 (CN)。 汪锐 (**WANG, Rui**); 中国辽宁省大连凌工路 2 号大连理工大学专利中心, Liaoning 116024 (CN)。 孙希明 (**SUN, Ximing**);

(81) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT,

(54) **Title:** ACTIVE FAULT TOLERANT CONTROL METHOD OF AERO-ENGINE BASED ON ERROR INTERVAL OBSERVER

(54) 发明名称: 一种基于误差区间观测器的航空发动机主动容错控制方法

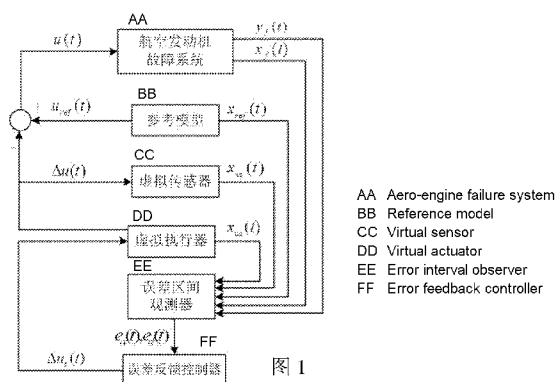


图 1

(57) **Abstract:** Provided is an active fault tolerant control method of an aero-engine based on error interval observer, which belongs to the field of aviation control technology, including tracking the reference model status and output by the aero-engine through the error feedback controller; achieving the compensation of the aero-engine control system with the disturbance signal and the failure of the actuator and the sensor through the virtual sensor and the virtual actuator; observing the error between the aero-engine failure system and the reference model through the error interval observer, and returning the error to the error feedback controller; finally, the difference between the reference model output of the failure system and the virtual actuator output is used as the control signal, to achieve active fault tolerant control of the aero-engine. This method achieves that even if disturbance signal is presented when the actuator and sensor of the aero-engine fail, the system can be operated in the desired state without changing the controller, which has strong fault tolerance and anti-interference ability.

RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布：

— 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

(57) 摘要：一种基于误差区间观测器的航空发动机主动容错控制方法，属于航空控制技术领域，包括通过误差反馈控制器实现航空发动机对参考模型状态和输出的跟踪；通过虚拟传感器和虚拟执行器实现对存在扰动信号及执行器和传感器故障的航空发动机控制系统的补偿；通过误差区间观测器观测航空发动机故障系统与其参考模型之间的误差，并将该误差反馈至误差反馈控制器；最后，故障系统的参考模型输出与虚拟执行器输出之差作为控制信号，来实现航空发动机的主动容错控制。该方法实现了在航空发动机发生执行器和传感器故障时，即使存在扰动信号，也能在不改变控制器的情况下，保证系统按期望的状态运行，具有较强的容错能力及抗干扰能力。

一种基于误差区间观测器的航空发动机主动容错控制方法

技术领域

本发明涉及一种基于误差区间观测器的航空发动机主动容错控制方法，属于航空控制技术领域，具体来说，是指应用于航空发动机发生执行器和传感器故障，且存在扰动信号时的主动容错控制方法。

背景技术

航空发动机作为飞机唯一的动力装置，直接影响飞机的安全可靠性和经济性。虽然可靠的控制系统设计可降低系统故障发生率，但实际系统结构复杂，高强度运行，系统中可能发生故障的因素大幅增加，故障类型日趋多样，部件发生故障不可避免。执行器作为航空发动机的驱动元件，与系统的状态调整有着密不可分的联系，其工作负荷大，结构复杂，最易发生故障，且其发生故障会使整个系统崩溃，造成严重影响。传感器负责接收与发送航空发动机系统的信息，传感器故障的存在直接影响到系统的安全性及可靠性。因此，提高系统的容错能力，保证故障发生后系统的稳定性和性能指标具有重要的意义。传统的容错控制方法也面临新的挑战。

通常，容错控制研究方法分为两大类，即被动容错控制和主动容错控制。被动容错控制的思想在于根据预判出可能发生的故障来预先设计控制器，是一种基于鲁棒控制技术的控制器设计方法。在故障发生时，调用已设计的控制器，保持整个闭环系统对故障不敏感，从而实现系统的稳定。但随着系统日趋复杂，可能出现的故障种类及数量增加，因此传统的被动容错控制存在很大的局限性，即需要提前考虑全部可能发生的故障情况，导致控制器均有一定的保守性。为了降低控制系统保守性，通过对系统进行重构设计的主动容错控制成为研究热点。主动容错控制的思想在于故障发生后，通过重新调整控制器的参数或对系统进行重构设计来实现在线补偿故障。即无故障时，系统正常运行；一旦发生故障，系统则会自动进行控制律的调整或重构。航空发动机通常可以描述为一种线性参数变化（LPV）系统，现有的研究成果在处理带有执行器和传感器故障的 LPV 系统主动容错控制时，多采用增益自调度 H_∞ 优化方法，该方法在系统发生故障时重新调整控制器参数，因此增加了系统设计的复杂性。此外，航空发动机控制系统常受到噪声信号干扰，现有方法在处理干扰信号下，针对航空发动机传感器及执行器故障的主动容错控制，尚无理想的解决方法。

发明内容

本发明的技术解决问题是：针对航空发动机发生执行器和传感器故障，同时控制系统受到噪声信号干扰的影响下，为解决现有控制方法的不足，本发明提供了一种基于误差区间观测器的航空发动机主动容错控制方法，能够保证在不改变控制器结构与参数的前提下，航空

发动机可实现对参考模型的跟踪，即重构后的系统与原来的无故障系统具有相同的状态和输出，实现期望的控制目标，并使系统具备自主消除故障的能力，提高了航空发动机运行的可靠性，降低了航空发动机的维修成本。

本发明的技术方案：

一种基于误差区间观测器的航空发动机主动容错控制方法，步骤如下：

步骤 1.1：建立仿射参数依赖的航空发动机线性变参数（LPV）模型

$$\begin{aligned}\dot{x}_p(t) &= [A_0 + \Delta A(\theta)]x_p(t) + [B_0 + \Delta B(\theta)]u_p(t) + d_f(t) \\ y_p(t) &= C_p x_p(t) + v(t)\end{aligned}\quad (1)$$

其中， R^m 和 $R^{m \times n}$ 分别表示 m 维实数列向量和 m 行 n 列实矩阵，状态向量 $x_p = [Y_{nl} \ Y_{nh}]^T \in R^{n_x}$ ， Y_{nl} 和 Y_{nh} 分别表示低压和高压涡轮相对换算转速变化量， n_x 表示状态变量 x 的维数， n_y 表示输出向量 y 的维数， n_u 表示控制输入 u_p 的维数，控制输入 $u_p = U_{pf} \in R^{n_u}$ 为油压阶跃信号，输出向量 $y_p = Y_{nh} \in R^{n_y}$ ， $A_0 \in R^{n_x \times n_x}$ 、 $B_0 \in R^{n_x \times n_u}$ 、 $C_p \in R^{n_y \times n_x}$ 为已知系统常数矩阵， $d_f(t)$ 为扰动变量，航空发动机高压涡轮相对换算转速 n_h 为调度参数 $\theta \in R^p$ ，系统变量矩阵 $\Delta A(\theta)$ 和 $\Delta B(\theta)$ 满足 $-\overline{\Delta A} \leq \Delta A(\theta) \leq \overline{\Delta A}$ 和 $-\overline{\Delta B} \leq \Delta B(\theta) \leq \overline{\Delta B}$ ， $\overline{\Delta A} \in R^{n_x \times n_x}$ 为 $\Delta A(\theta)$ 的上界， $\overline{\Delta B} \in R^{n_x \times n_u}$ 为 $\Delta B(\theta)$ 的上界，且 $\overline{\Delta A} \geq 0$ ， $\overline{\Delta B} \geq 0$ ；状态变量初始值 $x_p(0)$ 满足 $\underline{x}_0 \leq x_p(0) \leq \bar{x}_0$ ， $\bar{x}_0, \underline{x}_0 \in R^{n_x}$ 分别为状态变量初始值 $x_p(0)$ 的已知上界和下界； $\bar{d}, \underline{d} \in R^{n_x}$ 为未知扰动 $d_f(t)$ 的已知上界和下界；传感器噪声 $v(t)$ 满足 $|v(t)| < V$ ， V 为已知边界，且 $V > 0$ ；

步骤 1.2：航空发动机无故障系统的参考模型表示为

$$\begin{aligned}\dot{x}_{pref}(t) &= A_0 x_{pref}(t) + B_0 u_{pref}(t) \\ y_{pref}(t) &= C_p x_{pref}(t)\end{aligned}\quad (2)$$

其中， $x_{pref} \in R^{n_x}$ 为无故障系统的参考状态向量， $u_{pref} \in R^{n_u}$ 为无故障系统的控制输入， $y_{pref} \in R^{n_y}$ 为参考输出向量；根据步骤 1.1 建立的航空发动机 LPV 模型，设计航空发动机无故障系统的误差反馈控制器；

步骤 1.2.1：定义仿射参数依赖的航空发动机 LPV 模型与航空发动机无故障系统的参考模型之间的误差 $e_p(t) = x_{pref}(t) - x_p(t)$ ，得到无故障系统的误差状态方程：

$$\begin{aligned}\dot{e}_p(t) &= [A_0 + \Delta A(\theta)]e_p(t) + [B_0 + \Delta B(\theta)]\Delta u_{cp}(t) - \Delta A(\theta)x_{pref}(t) - \Delta B(\theta)u_{pref}(t) - d_f(t) \\ \varepsilon_{cp}(t) &= C_p e_p(t) - v(t)\end{aligned}\quad (3)$$

其中， $\Delta u_{cp}(t) = u_{pref}(t) - u_p(t)$ ， $\varepsilon_{cp}(t) = y_{pref}(t) - y_p(t)$ ；

步骤 1.2.2: 误差向量 e_p 的上界 $\bar{e}_p$ 、下界 $\underline{e}_p$ 的状态方程为:

$$\begin{aligned}\dot{\bar{e}}_p(t) &= [A_0 - LC_p]\bar{e}_p(t) + [B_0 + \bar{\Delta B}]\Delta u_{cp}(t) + L\varepsilon_{cp}(t) + |L|V - \underline{d}(t) + \bar{\Delta A}|x_{pref}(t)| + \phi_p(t) \\ \dot{\underline{e}}_p(t) &= [A_0 - LC_p]\underline{e}_p(t) + [B_0 - \bar{\Delta B}]\Delta u_{cp}(t) + L\varepsilon_{cp}(t) - |L|V - \bar{d}(t) - \bar{\Delta A}|x_{pref}(t)| - \phi_p(t)\end{aligned}\quad (4)$$

其中, $\bar{e}_p, \underline{e}_p \in R^{n_x}$ 分别为误差向量 e_p 的上界和下界, 即 $\underline{e}_p(t) \leq e_p(t) \leq \bar{e}_p(t)$; $\phi_p(t) = \bar{\Delta A}(\bar{e}_p^+(t) + \underline{e}_p^-(t))$, $\bar{e}_p^+ = \max\{0, \bar{e}_p\}$, $\bar{e}_p^- = \bar{e}_p^+ - \bar{e}_p$, $\underline{e}_p^+ = \max\{0, \underline{e}_p\}$, $\underline{e}_p^- = \underline{e}_p^+ - \underline{e}_p$; $L \in R^{n_x \times n_y}$ 为无故障系统的误差增益矩阵, 且满足 $A_0 - LC_p \in M^{n_x \times n_x}$, M^{n_x} 表示 n_x 维 Metzler 矩阵的集合; $|L|$ 表示将矩阵 L 所有元素取绝对值;

步骤 1.2.3: 分别令 $e_{pa} = 0.5(\bar{e}_p + \underline{e}_p)$, $e_{pd} = \bar{e}_p - \underline{e}_p$, 将公式 (4) 改写为:

$$\begin{aligned}\dot{e}_{pd}(t) &= [A_0 - LC_p]e_{pd}(t) + 2\bar{\Delta B}\Delta u_{cp}(t) + \phi_{pd}(t) + \delta_{pd}(t) \\ \dot{e}_{pa}(t) &= [A_0 - LC_p]e_{pa}(t) + B_0\Delta u_{cp}(t) + LC_p e_p(t) + \delta_{pa}(t)\end{aligned}\quad (5)$$

其中

$$\begin{aligned}\phi_{pd}(t) &= 2\bar{\Delta A}(\bar{e}_p^+(t) + \underline{e}_p^-(t)) \\ \delta_{pd}(t) &= 2|L|V - \underline{d}(t) + \bar{d}(t) + 2\bar{\Delta A}|x_{pref}(t)| \\ \delta_{pa}(t) &= -Lv(t) - 0.5(\underline{d}(t) + \bar{d}(t))\end{aligned}\quad (6)$$

步骤 1.2.4: 误差反馈控制器输出为:

$$\Delta u_{cp}(t) = K_a e_{pa}(t) + K_d e_{pd}(t) \quad (7)$$

误差反馈控制器增益矩阵 $K_d, K_a \in R^{n_x \times n_x}$, 令 $e_x(t) = e_p(t) - e_{pa}(t)$, $-0.5e_{pd}(t) \leq e_x(t) \leq 0.5e_{pd}(t)$, 则有

$$\dot{e}_{pa}(t) = [A_0 + B_0 K_a]e_{pa}(t) + B_0 K_d e_{pd}(t) + LC_p e_x(t) + \delta_{pa}(t) \quad (8)$$

步骤 1.2.5: 将式 (5) 和 (8) 改写为:

$$\dot{\xi}_p(t) = G_p(t)\xi_p(t) + \delta_p(t) \quad (9)$$

$$G_p(t) = \begin{bmatrix} A_0 - LC_p & 0 \\ B_0 K_d & A_0 + B_0 K_a \end{bmatrix} + A_{pd}(t) \quad (10)$$

其中, $\xi_p(t) = [e_{pd}(t)^T, e_{pa}(t)^T]^T$, $\delta_p(t) = [(\delta_{pd}(t) + 2\bar{\Delta B}\Delta u_{cp}(t))^T, \delta_{pa}(t)^T]^T$, 有

$$\begin{bmatrix} \phi_{pd} \\ LC_p e_x \end{bmatrix} = A_{pd} \begin{bmatrix} e_{pd} \\ e_{pa} \end{bmatrix} \quad (11)$$

步骤 1.2.6: $S^{m \times m}$ 表示 m 维实对称方阵, 令矩阵 $E, F \in S^{2n_x \times 2n_x}$, $E, F \succ 0$, 表示 E, F 中每个元素都大于 0, 常数 $\lambda > 0$, 得矩阵不等式:

$$G_p^T E + E G_p + \lambda E + F \prec 0 \quad (12)$$

即令 $G_p^T E + E G_p + \lambda E + F$ 中每个元素都小于 0，求解矩阵不等式 (12)，得误差反馈控制器增益矩阵 K_d, K_a ，从而由 (7) 得误差反馈控制器；

步骤 1.3：将存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型，描述为：

$$\begin{aligned} \dot{x}_f(t) &= [A_0 + \Delta A(\theta)]x_f(t) + B_f(\gamma(t))u_f(t) + d_f(t) \\ y_f(t) &= C_f(\phi(t))x_f(t) + v(t) \end{aligned} \quad (13)$$

其中， $x_f \in R^{n_x}$ 为故障系统的状态向量， $u_f \in R^{n_u}$ 为故障系统的控制输入， $y_f \in R^{n_y}$ 为故障系统的输出向量， $B_f(\gamma(t))$ 和 $C_f(\phi(t))$ 分别为执行器和传感器故障，表示为

$$\begin{aligned} B_f(\gamma(t)) &= [B_0 + \Delta B(\theta)]diag(\gamma_1(t), \dots, \gamma_n(t)) \\ C_f(\phi(t)) &= C_p diag(\phi_1(t), \dots, \phi_n(t)) \end{aligned} \quad (14)$$

其中， $0 \leq \gamma_i(t) \leq 1$ ， $0 \leq \phi_j(t) \leq 1$ 分别表示第 i 个执行器和第 j 个传感器的失效程度， $\gamma_i = 1$ 和 $\gamma_i = 0$ 分别表示第 i 个执行器完好无损和完全失效， ϕ_j 同理； $diag(\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n)$ 表示对角元素为 $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n$ 的对角矩阵， $diag(\phi_1, \phi_2, \dots, \phi_n)$ 同理；设 $\gamma(t)$ ， $\phi(t)$ 估计值分别为 $\hat{\gamma}(t)$ ， $\hat{\phi}(t)$ 则有

$$\begin{aligned} B_f(\gamma(t)) &= B_f(\hat{\gamma}(t)) + B_f(\Delta\gamma(t)) \\ C_f(\phi(t)) &= C_f(\hat{\phi}(t)) + C_f(\Delta\phi(t)) \end{aligned} \quad (15)$$

其中， $\Delta\gamma(t) = \gamma(t) - \hat{\gamma}(t)$ 和 $\Delta\phi(t) = \phi(t) - \hat{\phi}(t)$ 分别为 $\gamma(t)$ 和 $\phi(t)$ 的估计误差；根据执行器和传感器故障分别设计虚拟执行器和虚拟传感器；

步骤 1.3.1：设计虚拟传感器为：

$$\begin{aligned} \dot{x}_{vs}(t) &= A_{vs}(\theta)x_{vs}(t) + B_f(\hat{\gamma}(t))\Delta u(t) + Qy_f(t) \\ \hat{y}_f(t) &= C_{vs}x_{vs}(t) + Py_f(t) \end{aligned} \quad (16)$$

其中

$$\begin{aligned} A_{vs}(\theta) &= A_0 + \Delta A(\theta) - QC_f(\hat{\phi}(t)) \\ C_{vs} &= C_p - PC_f(\hat{\phi}(t)) \end{aligned} \quad (17)$$

其中， $x_{vs} \in R^{n_x}$ 是虚拟传感器系统的状态变量， $\Delta u \in R^{n_u}$ 为故障模型与故障参考模型控制输入之差， $\hat{y}_f \in R^{n_y}$ 为虚拟传感器系统的输出向量， Q 和 P 分别为虚拟传感器的参数矩阵；

步骤 1.3.2：LMI 区域 $S_1(\rho_1, q_1, r_1, \theta_1)$ 是以 $-\rho_1$ 为边界的左半复平面区域，以 r_1 为半径， q_1 为圆心的圆形区域以及与负实轴夹角为 θ_1 的扇形区域的交集，将虚拟传感器状态矩阵 A_{vs} 表示为

多胞体结构, $A_{vsj} = A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))$, 其中 θ_j 表示第 j 个顶点 θ 的取值, A_{vsj} 表示第 j 个顶点虚拟传感器状态矩阵 A_{vs} 的取值, A_{vsj} 的特征值均在 $S_1(\rho_1, q_1, r_1, \theta_1)$ 中的充分必要条件是存在一个对称矩阵 $X_1 > 0$, 使线性矩阵不等式 (18) ~ (20) 成立, 从而得到对应顶点的虚拟传感器的参数矩阵 Q_j :

$$[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T + 2\rho_1 X_1 < 0 \quad (18)$$

$$\begin{bmatrix} -r_1 X_1 & q_1 X_1 + [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 \\ q_1 X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T & -r_1 X_1 \end{bmatrix} < 0 \quad (19)$$

$$\begin{aligned} & \left\{ \begin{aligned} & \sin \theta_1 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T \right\} \\ & \cos \theta_1 \left\{ X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T - [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 \right\} \\ & \cos \theta_1 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 - X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T \right\} \\ & \sin \theta_1 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T \right\} \end{aligned} \right\} < 0 \end{aligned} \quad (20)$$

选择与 θ_j 相对应顶点的 Q_j 作为虚拟传感器的参数矩阵;

步骤 1.3.3: 虚拟传感器的参数矩阵 P 为:

$$P = C_p C_f^\dagger \quad (21)$$

其中, $\dagger$ 代表矩阵的伪逆;

步骤 1.3.4: 设计虚拟执行器为

$$\begin{aligned} \dot{x}_{va}(t) &= A_{va} x_{va}(t) + B_{va} \Delta u_c(t) \\ \Delta u(t) &= M x_{va}(t) + N \Delta u_c(t) \\ y_c(t) &= \hat{y}_f(t) + C_p x_{va}(t) \end{aligned} \quad (22)$$

其中

$$\begin{aligned} A_{va} &= A_0 + \Delta A(\theta) - B_f(\hat{\gamma}(t))M \\ B_{va} &= B_0 + \Delta B(\theta) - B_f(\hat{\gamma}(t))N \end{aligned} \quad (23)$$

其中, $x_{va} \in R^n$ 是虚拟执行器系统的状态变量, $\Delta u_c \in R^{n_u}$ 为误差反馈控制器输出, $y_c \in R^{n_y}$ 为虚拟执行器系统的输出向量, M 和 N 分别为虚拟执行器的参数矩阵;

步骤 1.3.5: LMI 区域 $S_2(\rho_2, q_2, r_2, \theta_2)$ 是以 $-\rho_2$ 为边界的左半复平面区域, 以 r_2 为半径, q_2 为圆心的圆形区域以及与负实轴夹角为 θ_2 的扇形区域的交集, 将虚拟执行器状态矩阵 A_{va} 表示为多胞体结构, $A_{vaj} = A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_j$, 其中 θ_j 表示第 j 个顶点 θ 的取值, A_{vaj} 表示第 j 个顶点虚拟执行器状态矩阵 A_{va} 的取值, A_{vaj} 的特征值均在 $S_2(\rho_2, q_2, r_2, \theta_2)$ 中的充分必要条件

是存在一个对称矩阵 $X_2 > 0$ ，使线性矩阵不等式 (24) ~ (26) 成立，从而得到的虚拟执行器的参数矩阵 M_i ：

$$[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T + 2\rho_2 X_2 < 0 \quad (24)$$

$$\begin{bmatrix} -r_2 X_2 & q_2 X_2 + [A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 \\ q_2 X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T & -r_2 X_2 \end{bmatrix} < 0 \quad (25)$$

$$\begin{pmatrix} \sin \theta_2 \{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T \} \\ \cos \theta_2 \{ X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T - [A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 \} \\ \cos \theta_2 \{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 - X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T \} \\ \sin \theta_2 \{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T \} \end{pmatrix} < 0 \quad (26)$$

选择与 θ_j 相对应顶点的 M_j 作为虚拟执行器的参数矩阵；

步骤 1.3.6：虚拟执行器的参数矩阵 N 为：

$$N = B_f^\dagger B_p \quad (27)$$

其中， $\dagger$ 代表矩阵的伪逆；

步骤 1.4：根据存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型与故障系统的参考模型，设计误差区间观测器；

步骤 1.4.1：存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机系统的参考模型表示为：

$$\begin{aligned} \dot{x}_{ref}(t) &= A_0 x_{ref}(t) + B_f(\hat{\gamma}(t))u_{ref}(t) \\ y_{ref}(t) &= C_f(\hat{\phi}(t))x_{ref}(t) \end{aligned} \quad (28)$$

其中， $x_{ref} \in R^{n_x}$ 为存在扰动及执行器和传感器故障系统的参考状态向量， $u_{ref} \in R^{n_u}$ 为存在扰动及执行器和传感器故障系统的控制输入， $y_{ref} \in R^{n_y}$ 为存在扰动及执行器和传感器故障的参考输出向量；

步骤 1.4.2：存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型与其参考模型之间的误差 $e(t) = x_{ref}(t) - x_f(t)$ ，得到基于 LPV 模型的航空发动机故障系统的误差状态方程：

$$\begin{aligned} \dot{e}(t) &= [A_0 + \Delta A(\theta)]e(t) + B_f(\hat{\gamma})\Delta u(t) - B_f(\Delta\gamma)u_f(t) - \Delta A(\theta)x_{ref}(t) - d_f(t) \\ \varepsilon_c(t) &= C_f(\phi(t))e(t) - C_f(\Delta\phi)x_{ref}(t) - v(t) \end{aligned} \quad (29)$$

其中， $\Delta u(t) = u_{ref}(t) - u_f(t)$ ， $\varepsilon_c(t) = y_{ref}(t) - y_f(t)$ ；

步骤 1.4.3：存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型与其参考模型之间的误差 e 的上界 $\bar{e}$ 和下界 $\underline{e}$ 的状态方程为：

$$\begin{aligned}
\dot{\bar{e}}(t) &= [A_0 - LC_f(\phi(t))]\bar{e}(t) + [B_0 + \overline{\Delta B}]\Delta u_c(t) + L[\varepsilon_c(t) + C_p x_{va} + (C_p - PC_f(\phi(t)))x_{vs}] \\
&\quad + |L|V - \underline{d}(t) + \overline{\Delta A}|x_{ref}(t)| + \overline{\Delta B}|u_{ref}| + \phi(t) \\
\dot{\underline{e}}(t) &= [A_0 - LC_f(\phi(t))]\underline{e}(t) + [B_0 - \overline{\Delta B}]\Delta u_c(t) + L[\varepsilon_c(t) + C_p x_{va} + (C_p - PC_f(\phi(t)))x_{vs}] \\
&\quad - |L|V - \bar{d}(t) - \overline{\Delta A}|x_{ref}(t)| - \overline{\Delta B}|u_{ref}| - \phi(t)
\end{aligned} \tag{30}$$

其中, $\phi(t) = \overline{\Delta A}(\bar{e}_v^+(t) + \underline{e}_v^-(t))$, e_v 为基于 LPV 模型的航空发动机故障系统的误差状态变量与虚拟执行器的状态变量和虚拟传感器的状态变量之差, e_v 的上界为 $\bar{e}_v(t) = \bar{e}(t) - x_{va}(t) - x_{vs}(t)$, e_v 的下界为 $\underline{e}_v(t) = \underline{e}(t) - x_{va}(t) - x_{vs}(t)$, 且 $A_0 - LC_f \in M^{n_x \times n_x}$;

步骤 1.4.4: 令 $e_a = 0.5(\bar{e} + \underline{e})$, $e_d = \bar{e} - \underline{e}$, 由 (30) 得误差区间观测器:

$$\begin{aligned}
\dot{e}_d(t) &= [A_0 - LC_f(\phi(t))]e_d(t) + 2\overline{\Delta B}\Delta u_c(t) + \phi_d(t) + \delta_d(t) \\
\dot{e}_a(t) &= [A_0 - LC_f]e_a(t) + B_0 K_a e_a(t) + B_0 K_d e_d(t) + \delta_a(t) \\
&\quad + LC_p x_{va} + L(C_p - PC_f) + LC_f e(t)
\end{aligned} \tag{31}$$

其中

$$\begin{aligned}
\phi_d(t) &= 2\overline{\Delta A}(\bar{e}_v^+(t) + \underline{e}_v^-(t)) \\
\delta_d(t) &= 2|L|V - \underline{d}(t) + \bar{d}(t) + 2\overline{\Delta A}|x_{ref}(t)| + 2\overline{\Delta B}|u_{ref}(t)| \\
\delta_a(t) &= -Lv(t) - 0.5(\underline{d}(t) + \bar{d}(t))
\end{aligned} \tag{32}$$

步骤 1.5: 将存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型的航空发动机状态变量 $x_f(t)$ 、输出变量 $y_f(t)$ 、故障系统的参考模型状态变量 $x_{ref}(t)$ 、虚拟执行器状态变量 $x_{va}(t)$ 和虚拟传感器状态变量 $x_{vs}(t)$ 作为误差区间观测器的输入; 误差区间观测器输出 $e_a(t), e_d(t)$ 作为误差反馈控制器的输入; 误差反馈控制器输出 $\Delta u_c(t)$ 作为虚拟执行器输入; 故障系统的参考模型输出 $u_{ref}(t)$ 与虚拟执行器输出 $\Delta u(t)$ 之差作为控制信号, 输入给航空发动机故障系统, 从而实现航空发动机的主动容错控制。

本发明设计的一种基于误差区间观测器的航空发动机主动容错控制方法与现有技术相比优点在于:

(1) 在针对带有执行器和传感器故障的 LPV 系统主动容错控制中, 多采用传统的增益自调度 H_∞ 优化方法, 该方法在系统发生故障时重新调整控制器参数, 增加了系统设计的复杂性。采用本发明提出的主动容错控制方法可重构执行器和传感器同时发生故障的系统, 无需重新设计控制器。

(2) 本发明所提方法可在系统产生执行器故障和传感器故障时, 使得重构后的系统与原来的无故障系统具有相同的状态和输出。

(3) 本发明所提方法考虑了控制系统的噪声信号干扰这一实际工程中经常面临的问题,提高了控制系统鲁棒性。

附图说明

图 1 为系统的整体结构图。

图 2(a)和图 2(b)分别为 $H = 0, Ma = 0, n_2 = 94\%$ 航空发动机 LPV 模型状态 $x_{p1}(t)$ 和 $x_{p2}(t)$ 轨迹与无故障参考模型状态 $x_{pref,1}(t)$ 和 $x_{pref,2}(t)$ 轨迹对比。

图 3 为误差反馈控制器算法流程图。

图 4(a)和图 4(b)分别为 $H = 0, Ma = 0, n_2 = 94\%$ 航空发动机无故障系统的误差状态 $e_{p1}(t)$ 和 $e_{p2}(t)$ 及上界状态 $\bar{e}_{p1}(t)$ 和 $\bar{e}_{p2}(t)$ 、下界状态 $\underline{e}_{p1}(t)$ 和 $\underline{e}_{p2}(t)$ 估计曲线。

图 5 为执行器故障因子 γ_1 和传感器故障因子 ϕ_1 变化曲线。

图 6(a)和图 6(b)分别为 $H = 0, Ma = 0, n_2 = 94\%$ 存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机状态 $x_{f1}(t)$ 和 $x_{f2}(t)$ 轨迹与无故障参考模型状态 $x_{pref,1}(t)$ 和 $x_{pref,2}(t)$ 轨迹对比。

图 7(a)和图 7(b)分别为 $H = 0, Ma = 0, n_2 = 94\%$ 存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机误差状态 $e_{pf1}(t)$ 和 $e_{pf2}(t)$ 及上界状态 $\bar{e}_{p1}(t)$ 和 $\bar{e}_{p2}(t)$ 、下界状态 $\underline{e}_{p1}(t)$ 和 $\underline{e}_{p2}(t)$ 估计曲线。

图 8 为虚拟传感器算法流程图。

图 9 为虚拟执行器算法流程图。

图 10 为误差区间观测器算法流程图。

图 11(a)和图 11(b)分别为 $H = 0, Ma = 0, n_2 = 94\%$ 主动容错控制后航空发动机状态 $x_1(t)$ 和 $x_2(t)$ 轨迹与故障参考模型状态 $x_{ref,1}(t)$ 和 $x_{ref,2}(t)$ 轨迹对比。

图 12(a)和图 12(b)分别为 $H = 0, Ma = 0, n_2 = 94\%$ 主动容错控制后航空发动机误差状态 $e_1(t)$ 和 $e_2(t)$ 及误差观测器上界状态 $\bar{e}_1(t)$ 和 $\bar{e}_2(t)$ 、下界状态 $\underline{e}_1(t)$ 和 $\underline{e}_2(t)$ 估计曲线。

具体实施方式

下面结合附图及技术方案对本发明实例做进一步详细说明。

本发明的整体结构如图 1 所示,具体步骤如下:

步骤 1.1: 建立仿射参数依赖的航空发动机 LPV 模型,以航空发动机高压涡轮相对换算转速 n_2 为变参数 θ ,将转速 $n_2 = 88\%, 89\%, \dots, 100\%$ 作归一化处理,即 $\theta \in [-1, 1]$,可得模型为

$$\begin{aligned} \dot{x}_p &= [A_0 + \Delta A(\theta)]x_p(t) + [B_0 + \Delta B(\theta)]u_p(t) + d_f(t) \\ y_p &= C_p x_p(t) + v(t) \end{aligned} \quad (33)$$

其中

$$\begin{aligned} A_0 &= \begin{bmatrix} -2.6748 & -0.6877 \\ 1.0704 & -4.4672 \end{bmatrix}, \Delta A(\theta) = \begin{bmatrix} 0.5199\theta & -2.4061\theta \\ 0.1049\theta & -0.8365\theta \end{bmatrix} \\ B_0 &= \begin{bmatrix} 0.0033 \\ 0.0012 \end{bmatrix}, \Delta B(\theta) = \begin{bmatrix} -0.0004\theta \\ -0.0001\theta \end{bmatrix} \\ C_p &= [0 \quad 1] \end{aligned} \quad (34)$$

状态变量初值 $x_p(0) = [0, 0]^T$ ，扰动变量 $d_f(t)$ 上下界 $\underline{d}, \bar{d} \in R^{n_x}$ ，取 $\bar{d} = -\underline{d} = \begin{bmatrix} 0.001 \\ 0.001 \end{bmatrix}$ ，传感器噪声

声边界 $V = 0.01$ 。 $\Delta A(\theta)$ 和 $\Delta B(\theta)$ 有 $-\overline{\Delta A} \leq \Delta A(\theta) \leq \overline{\Delta A}$ 和 $-\overline{\Delta B} \leq \Delta B(\theta) \leq \overline{\Delta B}$ 成立

$$\overline{\Delta A} = \begin{bmatrix} 0.5199 & 2.4061 \\ 0.1049 & 0.8365 \end{bmatrix}, \quad \overline{\Delta B} = \begin{bmatrix} 0.0004 \\ 0.0001 \end{bmatrix} \quad (35)$$

步骤 1.2：航空发动机无故障系统的参考模型为

$$\begin{aligned} \dot{x}_{pref}(t) &= A_0 x_{pref}(t) + B_0 u_{pref}(t) \\ y_{pref}(t) &= C_p x_{pref}(t) \end{aligned} \quad (36)$$

其中，参考模型状态向量取常值 $x_{pref}(t) = [4, 2]^T$ 。在 $H = 0$ ， $Ma = 0$ ， $n_2 = 94\%$ 条件下，航空发动机 LPV 模型状态 $x_{p1}(t)$ 和 $x_{p2}(t)$ 轨迹与无故障参考模型状态 $x_{pref,1}(t)$ 和 $x_{pref,2}(t)$ 轨迹对比，如图 2 所示。设计航空发动机无故障系统的误差反馈控制器，其算法流程如图 3 所示。

步骤 1.2.1：仿射参数依赖的航空发动机 LPV 模型与航空发动机无故障系统的参考模型之间的误差 $e_p(t) = x_{pref} - x_p$ ，其初值 $e_p(0) = x_{pref}(0) - x_p(0) = [4, 2]^T$ 。

步骤 1.2.2：误差向量 e_p 的上界 $\bar{e}_p$ 、下界 $\underline{e}_p$ 的状态方程为

$$\begin{aligned} \dot{\bar{e}}_p(t) &= [A_0 - LC_p] \bar{e}(t) + [B_0 + \overline{\Delta B}] \Delta u_{cp}(t) + L \varepsilon_{cp}(t) + |L|V - \underline{d}(t) + \overline{\Delta A} |x_{pref}(t)| + \phi_p(t) \\ \dot{\underline{e}}_p(t) &= [A_0 - LC_p] \underline{e}(t) + [B_0 - \overline{\Delta B}] \Delta u_{cp}(t) + L \varepsilon_{cp}(t) - |L|V - \bar{d}(t) - \overline{\Delta A} |x_{pref}(t)| - \phi_p(t) \end{aligned} \quad (37)$$

其中 $\underline{e}_p(0) = [-50, -50]^T$ ， $\bar{e}_p(0) = [50, 50]^T$ ， $\phi_p(t) = \overline{\Delta A}(\bar{e}_p^+(t) + \underline{e}_p^-(t))$ 。在 $H = 0$ ， $Ma = 0$ ， $n_2 = 94\%$ 条件下，航空发动机无故障系统的误差状态 $e_{p1}(t)$ 和 $e_{p2}(t)$ 及上界 $\bar{e}_{p1}(t)$ 和 $\bar{e}_{p2}(t)$ 、下界 $\underline{e}_{p1}(t)$ 和 $\underline{e}_{p2}(t)$ 估计曲线如图 4 所示。由 $A_0 - LC_p \in M^{n_x \times n_x}$ ，可得无故障系统的误差增益矩阵

$$L = \begin{bmatrix} -5 \\ 20 \end{bmatrix} \quad (38)$$

步骤 1.2.3：分别令 $e_{pa} = 0.5(\bar{e}_p + \underline{e}_p)$ ， $e_{pd} = \bar{e}_p - \underline{e}_p$ ，得到

$$\begin{aligned}
\dot{e}_{pd}(t) &= [A_0 - LC_p]e_{pd}(t) + 2\overline{\Delta B}\Delta u_{cp}(t) + \phi_{pd}(t) + \delta_{pd}(t) \\
\dot{e}_{pa}(t) &= [A_0 - LC_p]e_{pa}(t) + B_0K_a e_{pa}(t) + B_0K_d e_{pd}(t) + LC_p e_p(t) + \delta_{pa}(t) \\
\phi_{pd}(t) &= 2\overline{\Delta A}(\overline{e}_p^+(t) + \underline{e}_p^-(t)) \\
\delta_{pd}(t) &= 2|L|V - \underline{d}(t) + \overline{d}(t) + 2\overline{\Delta A}|x_{pref}(t)| \\
\delta_{pa}(t) &= -Lv(t) - 0.5(\underline{d}(t) + \overline{d}(t))
\end{aligned} \tag{39}$$

其中 $\overline{e}_{p1}$ 和 $\underline{e}_{p1}$ ($\overline{e}_{p2}$ 和 $\underline{e}_{p2}$) 分别表示 $\overline{e}_p$ 和 $\underline{e}_p$ 的第一个 (第二个) 元素, $e_{x,1}$ 和 $e_{x,2}$ 分别表示 e_x 的第一个和第二个元素

$$\begin{aligned}
2(\overline{e}_{p1}^+ + \underline{e}_{p1}^-) &= \begin{cases} 2\overline{e}_{p1} = e_{pd,1} + 2e_{pa,1} & \overline{e}_{p1} \geq 0, \underline{e}_{p1} \geq 0 \\ 2(\overline{e}_{p1} - \underline{e}_{p1}) = 2e_{pd,1} & \overline{e}_{p1} \geq 0, \underline{e}_{p1} < 0 \\ -2\underline{e}_{p1} = e_{pd,1} - 2e_{pa,1} & \overline{e}_{p1} < 0, \underline{e}_{p1} < 0 \end{cases} \\
2(\overline{e}_{p2}^+ + \underline{e}_{p2}^-) &= \begin{cases} 2\overline{e}_{p2} = e_{pd,2} + 2e_{pa,2} & \overline{e}_{p2} \geq 0, \underline{e}_{p2} \geq 0 \\ 2(\overline{e}_{p2} - \underline{e}_{p2}) = 2e_{pd,2} & \overline{e}_{p2} \geq 0, \underline{e}_{p2} < 0 \\ -2\underline{e}_{p2} = e_{pd,2} - 2e_{pa,2} & \overline{e}_{p2} < 0, \underline{e}_{p2} < 0 \end{cases}
\end{aligned} \tag{40}$$

步骤 1.2.4: 误差反馈控制器输出为

$$\Delta u_{cp}(t) = K_a e_{pa}(t) + K_d e_{pd}(t) \tag{41}$$

误差反馈控制器增益矩阵 $K_d, K_a \in R^{n_x \times n_x}$, 令 $e_x(t) = e_p(t) - e_{pa}(t)$, $-0.5e_{pd}(t) \leq e_x(t) \leq 0.5e_{pd}(t)$, 则有

$$\dot{e}_{pa}(t) = [A_0 + B_0K_a]e_{pa}(t) + B_0K_d e_{pd}(t) + LC_p e_x(t) + \delta_{pa}(t) \tag{42}$$

步骤 1.2.5: 将 (39) 和 (42) 改写为

$$\dot{\xi}_p(t) = G_p(t)\xi_p(t) + \delta_p(t) \tag{43}$$

$$G_p(t) = \begin{bmatrix} A_0 - LC_p & 0 \\ B_0K_d & A_0 + B_0K_a \end{bmatrix} + A_{pd}(t) \tag{44}$$

其中 $\xi_p(t) = [e_{pd}(t)^T, e_{pa}(t)^T]^T$, $\delta_p(t) = [(\delta_{pd}(t) + 2\overline{\Delta B}\Delta u_{cp}(t))^T, \delta_{pa}(t)^T]^T$, 有

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \phi_{pd} \\ LC_p e_x \end{bmatrix} &= A_{pd} \begin{bmatrix} e_{pd} \\ e_{pa} \end{bmatrix} \\
2\overline{\Delta A}(\overline{e}_p^+(t) + \underline{e}_p^-(t)) &= A_{pd1} \begin{bmatrix} e_{pd} \\ e_{pa} \end{bmatrix}, LC_p e_x = A_{pd2} \begin{bmatrix} e_{pd} \\ e_{pa} \end{bmatrix} \\
A_{pd1} &= \overline{\Delta A} \begin{bmatrix} a_{11} & 0 & a_{13} & 0 \\ 0 & a_{22} & 0 & a_{24} \end{bmatrix}, A_{pd2} = \begin{bmatrix} 0 & a_{31} & 0 & 0 \\ 0 & a_{41} & 0 & 0 \end{bmatrix} \\
A_{pd} &= \begin{bmatrix} A_{pd1} \\ A_{pd2} \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{45}$$

考虑到所有可能的组合形式： $(a_{11}, a_{13}) \in \{(1, 2), (2, 0), (1, -2)\}$ ， $(a_{22}, a_{24}) \in \{(1, 2), (2, 0), (1, -2)\}$ ， $(a_{31}, a_{41}) \in \{(-2.5, 10), (2.5, -10)\}$ 。

步骤 1.2.6: $S^{m \times m}$ 表示 m 维实对称方阵，令矩阵 $E, F \in S^{2n_x \times 2n_x}$ ， $E, F \succ 0$ ，表示 E, F 中每个元素都大于 0，常数 $\lambda > 0$ ，可得矩阵不等式：

$$G_p^T E + E G_p + \lambda E + F \prec 0 \quad (46)$$

即令 $G_p^T E + E G_p + \lambda E + F$ 中每个元素都小于 0，需要将矩阵不等式 (46) 转化为线性矩阵不等式 (LMI)，将式 (46) 左右同乘 E^{-1} 得到

$$E^{-1} G_p^T + G_p E^{-1} + \lambda E^{-1} + F_p \prec 0 \quad (47)$$

$$G_p(t) = \begin{bmatrix} A_0 - LC_p & 0 \\ 0 & A_0 \end{bmatrix} + A_{pd}(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ B_0 \end{bmatrix} K \quad (48)$$

$$K = [K_d \quad K_a]$$

引入 $W = KE^{-1}$ ，则式 (46) 转化为线性矩阵不等式，利用 LMI 工具箱可得

$$K_d = [-0.0014 \quad -0.0002]$$

$$K_a = [-14.5130 \quad -21.8837] \quad (49)$$

步骤 1.3: 存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型为

$$\begin{aligned} \dot{x}_f(t) &= [A_0 + \Delta A(\theta)]x_f(t) + B_f(\gamma(t))u_f(t) + d_f(t) \\ y_f(t) &= C_f(\phi(t))x_f(t) + v(t) \\ B_f(\gamma(t)) &= [B_0 + \Delta B(\theta)]\text{diag}(\gamma_1(t), \dots, \gamma_n(t)) \\ C_f(\phi(t)) &= C_p \text{diag}(\phi_1(t), \dots, \phi_n(t)) \end{aligned} \quad (50)$$

其中，状态变量初值 $x_f(0) = [0, 0]^T$ ， $B_f(\gamma(t))$ 和 $C_f(\phi(t))$ 分别为执行器和传感器故障，执行器故障因子 γ_1 和传感器故障因子 ϕ_1 在第 5 至第 6 秒从 1 衰减到 0.2，如图 5 所示。在 $H = 0$ ， $Ma = 0$ ， $n_2 = 94\%$ 条件下，存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机状态 $x_{f1}(t)$ 和 $x_{f2}(t)$ 轨迹与无故障参考模型状态 $x_{pref,1}(t)$ 和 $x_{pref,2}(t)$ 轨迹对比，如图 6 所示。存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机误差状态 $e_{pf1}(t)$ 和 $e_{pf2}(t)$ 及上界 $\bar{e}_{p1}(t)$ 和 $\bar{e}_{p2}(t)$ 、下界 $\underline{e}_{p1}(t)$ 和 $\underline{e}_{p2}(t)$ 估计曲线，如图 7 所示。根据执行器和传感器故障分别设计虚拟传感器和虚拟执行器，其算法流程分别为图 8 和图 9。

步骤 1.3.1: 设计虚拟传感器为

$$\begin{aligned} \dot{x}_{vs}(t) &= A_{vs}(\theta)x_{vs}(t) + B_f(\hat{\gamma}(t))\Delta u(t) + Qy_f(t) \\ \hat{y}_f(t) &= C_{vs}x_{vs}(t) + Py_f(t) \end{aligned} \quad (51)$$

其中

$$\begin{aligned} A_{vs}(\theta) &= A_0 + \Delta A(\theta) - Q C_f(\hat{\phi}(t)) \\ C_{vs} &= C_p - P C_f(\hat{\phi}(t)) \end{aligned} \quad (52)$$

其中 $x_{vs} \in R^{n_s}$ 是虚拟传感器系统的状态变量, $\Delta u \in R^{n_u}$ 为故障模型与故障参考模型控制输入之差, $\hat{y}_f \in R^{n_y}$ 为虚拟传感器系统的输出向量, Q 和 P 分别为虚拟传感器的参数矩阵;

步骤 1.3.2: 选取 LMI 区域 $S_1(10, -4.5, 15, \pi/6)$, 求解线性矩阵不等式 (53) ~ (55)

$$[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T + 2\rho_1 X_1 < 0 \quad (53)$$

$$\begin{bmatrix} -r_1 X_1 & q_1 X_1 + [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 \\ q_1 X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T & -r_1 X_1 \end{bmatrix} < 0 \quad (54)$$

$$\begin{aligned} & \left(\begin{aligned} & \sin \theta_1 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T \right\} \\ & \cos \theta_1 \left\{ X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T - [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 \right\} \\ & \cos \theta_1 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 - X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T \right\} \\ & \sin \theta_1 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T \right\} \end{aligned} \right) < 0 \end{aligned} \quad (55)$$

得到对应顶点的虚拟传感器的参数矩阵

$$\begin{aligned} Q_1 &= [-15.4224; 24.4935] \\ Q_2 &= [8.5894; 33.1359] \end{aligned} \quad (56)$$

步骤 1.3.3: 虚拟传感器的参数矩阵 P 为

$$P = C_p C_f^\dagger = 5 \quad (57)$$

其中, $\dagger$ 代表矩阵的伪逆。

步骤 1.3.4: 设计虚拟执行器为

$$\begin{aligned} \dot{x}_{va}(t) &= A_{va} x_{va}(t) + B_{va} \Delta u_c(t) \\ \Delta u(t) &= M x_{va}(t) + N \Delta u_c(t) \\ y_c(t) &= \hat{y}_f(t) + C_p x_{va}(t) \end{aligned} \quad (58)$$

其中

$$\begin{aligned} A_{va} &= A_0 + \Delta A(\theta) - B_f(\hat{\gamma}(t))M \\ B_{va} &= B_0 + \Delta B(\theta) - B_f(\hat{\gamma}(t))N \end{aligned} \quad (59)$$

其中 $x_{va} \in R^{n_s}$ 是虚拟执行器系统的状态变量, $\Delta u_c \in R^{n_u}$ 为误差反馈控制器输出, $y_c \in R^{n_y}$ 为虚拟执行器系统的输出向量, M 和 N 分别为虚拟执行器的参数矩阵;

步骤 1.3.5: 选取 LMI 区域 $S_2(1.5, -2, 8, \pi/6)$, 求解线性矩阵不等式 (60) ~ (62)

$$[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T + 2\rho_2 X_2 < 0 \quad (60)$$

$$\begin{bmatrix} -r_2 X_2 & q_2 X_2 + [A_0 + \Delta A(\rho(t)) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 \\ q_2 X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\rho(t)) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T & -r_2 X_2 \end{bmatrix} < 0 \quad (61)$$

$$\begin{aligned} & \left(\sin \theta_2 \left\{ [A_0 + \Delta A(\rho(t)) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\rho(t)) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T \right\} \right. \\ & \left. \cos \theta_2 \left\{ X_2[A_0 + \Delta A(\rho(t)) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T - [A_0 + \Delta A(\rho(t)) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 \right\} \right. \\ & \left. \cos \theta_2 \left\{ [A_0 + \Delta A(\rho(t)) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 - X_2[A_0 + \Delta A(\rho(t)) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T \right\} \right. \\ & \left. \sin \theta_2 \left\{ [A_0 + \Delta A(\rho(t)) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\rho(t)) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T \right\} \right) < 0 \end{aligned} \quad (62)$$

得到对应顶点的虚拟执行器的参数矩阵

$$\begin{aligned} M_1 &= [3690.6 \quad -4333.2] \\ M_2 &= [2170.5 \quad 2186.6] \end{aligned} \quad (63)$$

步骤 1.3.6: 虚拟执行器矩阵 N 为

$$N = B_f^* B_p = 5 \quad (64)$$

步骤 1.4: 设计误差区间观测器, 其算法流程如图 10 所示。

步骤 1.4.1: 存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机系统的参考模型表示为

$$\begin{aligned} \dot{x}_{ref}(t) &= A_0 x_{ref}(t) + B_f(\hat{\gamma}(t))u_{ref}(t) \\ y_{ref}(t) &= C_f(\hat{\phi}(t))x_{ref}(t) \end{aligned} \quad (65)$$

其中, 参考模型状态向量取常值 $x_{ref}(t) = [4, 2]^T$ 。

步骤 1.4.2: 存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型与其参考模型之间的误差 $e(t) = x_{ref} - x_f$, 其初值 $e(0) = x_{ref}(0) - x_f(0) = [4, 2]^T$ 。在 $H = 0$, $Ma = 0$, $n_2 = 94\%$ 条件下, 主动容错控制后航空发动机状态 $x_1(t)$ 和 $x_2(t)$ 轨迹与故障参考模型状态 $x_{ref1}(t)$ 和 $x_{ref2}(t)$ 轨迹对比, 如图 11 所示。

步骤 1.4.3: 存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型与其参考模型之间的误差 e 的上界 $\bar{e}$ 和下界 $\underline{e}$ 的状态方程为

$$\begin{aligned} \dot{\bar{e}}(t) &= [A_0 - LC_f(\phi(t))]\bar{e}(t) + [B_0 + \overline{\Delta B}]\Delta u_c(t) + L[\varepsilon_c(t) + C_p x_{va} + (C_p - PC_f(\phi(t)))x_{vs}] \\ &\quad + |L|V - \underline{d}(t) + \overline{\Delta A}|x_{ref}(t)| + \overline{\Delta B}|u_{ref}| + \phi(t) \\ \dot{\underline{e}}(t) &= [A_0 - LC_f(\phi(t))]\underline{e}(t) + [B_0 - \overline{\Delta B}]\Delta u_c(t) + L[\varepsilon_c(t) + C_p x_{va} + (C_p - PC_f(\phi(t)))x_{vs}] \\ &\quad - |L|V - \overline{d}(t) - \overline{\Delta A}|x_{ref}(t)| - \overline{\Delta B}|u_{ref}| - \phi(t) \end{aligned} \quad (66)$$

其中 $\phi(t) = \overline{\Delta A}(\bar{e}_v^+(t) + \underline{e}_v^-(t))$, $\bar{e}_v(t) = \bar{e}(t) - x_{va}(t) - x_{vs}(t)$, $\underline{e}_v(0) = [-50, -50]^T$, $\bar{e}_v(0) = [50, 50]^T$ 。 $\underline{e}_v(t) = \underline{e}(t) - x_{va}(t) - x_{vs}(t)$, 观测器增益矩阵 L 满足 $A_0 - LC_p \in M^{n_x \times n_x}$ 。

步骤 1.4.4: 令 $e_a = 0.5(\bar{e} + \underline{e})$, $e_d = \bar{e} - \underline{e}$, 由 (66) 可得误差区间观测器

$$\begin{aligned}\dot{e}_d(t) &= [A_0 - LC_f(\phi(t))]e_d(t) + 2\overline{\Delta B}\Delta u_c(t) + \phi_d(t) + \delta_d(t) \\ \dot{e}_a(t) &= [A_0 - LC_f]e_a(t) + B_0K_a e_a(t) + B_0K_d e_d(t) + \delta_a(t) \\ &\quad + LC_p x_{va} + L(C_p - PC_f) + LC_f e(t)\end{aligned}\quad (67)$$

其中

$$\begin{aligned}\phi_d(t) &= 2\overline{\Delta A}(\bar{e}_v^+(t) + \underline{e}_v^-(t)) \\ \delta_d(t) &= 2|L|V - \underline{d}(t) + \bar{d}(t) + 2\overline{\Delta A}|x_{pref}(t)| + 2\overline{\Delta B}|u_{pref}(t)| \\ \delta_a(t) &= -Lv(t) - 0.5(\underline{d}(t) + \bar{d}(t))\end{aligned}\quad (68)$$

在 $H = 0$, $Ma = 0$, $n_2 = 94\%$ 条件下, 主动容错控制后航空发动机误差状态 $e_1(t)$ 和 $e_2(t)$ 及误差观测器上界状态 $\bar{e}_1(t)$ 和 $\bar{e}_2(t)$ 、下界状态 $\underline{e}_1(t)$ 和 $\underline{e}_2(t)$ 估计曲线, 如图 12 所示。

步骤 1.5: 实现航空发动机的主动容错控制的整体结构如图 1 所示。

仿真结果表明当航空发动机的执行器和传感器发生故障时, 在主动容错控制后其状态和输出会出现一个超调过程但很快恢复到正常状态。这说明基于误差区间观测器的航空发动机主动容错控制方法, 能保证重构后的系统与原来的无故障系统有相同的性能指标。

权利要求书

1.一种基于误差区间观测器的航空发动机主动容错控制方法，其特征在于，步骤如下：

步骤 1.1：建立仿射参数依赖的航空发动机线性变参数 LPV 模型

$$\begin{aligned}\dot{x}_p(t) &= [A_0 + \Delta A(\theta)]x_p(t) + [B_0 + \Delta B(\theta)]u_p(t) + d_f(t) \\ y_p(t) &= C_p x_p(t) + v(t)\end{aligned}\quad (1)$$

其中， R^m 和 $R^{m \times n}$ 分别表示 m 维实数列向量和 m 行 n 列实矩阵，状态向量 $x_p = [Y_{nl} \ Y_{nh}]^T \in R^{n_x}$ ， Y_{nl} 和 Y_{nh} 分别表示低压和高压涡轮相对换算转速变化量， n_x 表示状态变量 x 的维数， n_y 表示输出向量 y 的维数， n_u 表示控制输入 u_p 的维数，控制输入 $u_p = U_{pf} \in R^{n_u}$ 为油压阶跃信号，输出向量 $y_p = Y_{nh} \in R^{n_y}$ ， $A_0 \in R^{n_x \times n_x}$ 、 $B_0 \in R^{n_x \times n_u}$ 、 $C_p \in R^{n_y \times n_x}$ 为已知系统常数矩阵， $d_f(t)$ 为扰动变量，航空发动机高压涡轮相对换算转速 n_h 为调度参数 $\theta \in R^p$ ，系统变量矩阵 $\Delta A(\theta)$ 和 $\Delta B(\theta)$ 满足 $-\overline{\Delta A} \leq \Delta A(\theta) \leq \overline{\Delta A}$ 和 $-\overline{\Delta B} \leq \Delta B(\theta) \leq \overline{\Delta B}$ ， $\overline{\Delta A} \in R^{n_x \times n_x}$ 为 $\Delta A(\theta)$ 的上界， $\overline{\Delta B} \in R^{n_x \times n_u}$ 为 $\Delta B(\theta)$ 的上界，且 $\overline{\Delta A} \geq 0$ ， $\overline{\Delta B} \geq 0$ ；状态变量初始值 $x_p(0)$ 满足 $\underline{x}_0 \leq x_p(0) \leq \overline{x}_0$ ， $\overline{x}_0, \underline{x}_0 \in R^{n_x}$ 分别为状态变量初始值 $x_p(0)$ 的已知上界和下界； $\overline{d}, \underline{d} \in R^{n_x}$ 为未知扰动 $d_f(t)$ 的已知上界和下界；传感器噪声 $v(t)$ 满足 $|v(t)| < V$ ， V 为已知边界，且 $V > 0$ ；

步骤 1.2：航空发动机无故障系统的参考模型表示为

$$\begin{aligned}\dot{x}_{pref}(t) &= A_0 x_{pref}(t) + B_0 u_{pref}(t) \\ y_{pref}(t) &= C_p x_{pref}(t)\end{aligned}\quad (2)$$

其中， $x_{pref} \in R^{n_x}$ 为无故障系统的参考状态向量， $u_{pref} \in R^{n_u}$ 为无故障系统的控制输入， $y_{pref} \in R^{n_y}$ 为参考输出向量；根据步骤 1.1 建立的航空发动机 LPV 模型，设计航空发动机无故障系统的误差反馈控制器；

步骤 1.2.1：定义仿射参数依赖的航空发动机 LPV 模型与航空发动机无故障系统的参考模型之间的误差 $e_p(t) = x_{pref}(t) - x_p(t)$ ，得到无故障系统的误差状态方程：

$$\begin{aligned}\dot{e}_p(t) &= [A_0 + \Delta A(\theta)]e_p(t) + [B_0 + \Delta B(\theta)]\Delta u_{cp}(t) - \Delta A(\theta)x_{pref}(t) - \Delta B(\theta)u_{pref}(t) - d_f(t) \\ \varepsilon_{cp}(t) &= C_p e_p(t) - v(t)\end{aligned}\quad (3)$$

其中， $\Delta u_{cp}(t) = u_{pref}(t) - u_p(t)$ ， $\varepsilon_{cp}(t) = y_{pref}(t) - y_p(t)$ ；

步骤 1.2.2：误差向量 e_p 的上界 $\overline{e}_p$ 、下界 $\underline{e}_p$ 的状态方程为：

$$\begin{aligned}\dot{\overline{e}}_p(t) &= [A_0 - LC_p]\overline{e}_p(t) + [B_0 + \overline{\Delta B}]\Delta u_{cp}(t) + L\varepsilon_{cp}(t) + |L|V - \underline{d}(t) + \overline{\Delta A}|x_{pref}(t)| + \phi_p(t) \\ \dot{\underline{e}}_p(t) &= [A_0 - LC_p]\underline{e}_p(t) + [B_0 - \overline{\Delta B}]\Delta u_{cp}(t) + L\varepsilon_{cp}(t) - |L|V - \overline{d}(t) - \overline{\Delta A}|x_{pref}(t)| - \phi_p(t)\end{aligned}\quad (4)$$

其中， $\overline{e}_p, \underline{e}_p \in R^{n_x}$ 分别为误差向量 e_p 的上界和下界，即 $\underline{e}_p(t) \leq e_p(t) \leq \overline{e}_p(t)$ ；

$\phi_p(t) = \overline{\Delta A}(\bar{e}_p^+(t) + \underline{e}_p^-(t))$, $\bar{e}_p^+ = \max\{0, \bar{e}_p\}$, $\bar{e}_p^- = \bar{e}_p^+ - \bar{e}_p$, $\underline{e}_p^+ = \max\{0, \underline{e}_p\}$, $\underline{e}_p^- = \underline{e}_p^+ - \underline{e}_p$;
 $L \in R^{n_x \times n_y}$ 为无故障系统的误差增益矩阵, 且满足 $A_0 - LC_p \in M^{n_x \times n_x}$, M^{n_x} 表示 n_x 维 Metzler 矩阵的集合; $|L|$ 表示将矩阵 L 所有元素取绝对值;

步骤 1.2.3: 分别令 $e_{pa} = 0.5(\bar{e}_p + \underline{e}_p)$, $e_{pd} = \bar{e}_p - \underline{e}_p$, 将公式 (4) 改写为:

$$\begin{aligned}\dot{e}_{pd}(t) &= [A_0 - LC_p]e_{pd}(t) + 2\overline{\Delta B}\Delta u_{cp}(t) + \phi_{pd}(t) + \delta_{pd}(t) \\ \dot{e}_{pa}(t) &= [A_0 - LC_p]e_{pa}(t) + B_0\Delta u_{cp}(t) + LC_p e_p(t) + \delta_{pa}(t)\end{aligned}\quad (5)$$

其中

$$\begin{aligned}\phi_{pd}(t) &= 2\overline{\Delta A}(\bar{e}_p^+(t) + \underline{e}_p^-(t)) \\ \delta_{pd}(t) &= 2|L|V - \underline{d}(t) + \bar{d}(t) + 2\overline{\Delta A}|x_{pref}(t)| \\ \delta_{pa}(t) &= -Lv(t) - 0.5(\underline{d}(t) + \bar{d}(t))\end{aligned}\quad (6)$$

步骤 1.2.4: 误差反馈控制器输出为:

$$\Delta u_{cp}(t) = K_d e_{pd}(t) + K_a e_{pa}(t) \quad (7)$$

误差反馈控制器增益矩阵 $K_d, K_a \in R^{n_x \times n_x}$, 令 $e_x(t) = e_p(t) - e_{pa}(t)$, $-0.5e_{pd}(t) \leq e_x(t) \leq 0.5e_{pd}(t)$, 则有

$$\dot{e}_{pa}(t) = [A_0 + B_0 K_a]e_{pa}(t) + B_0 K_d e_{pd}(t) + LC_p e_x(t) + \delta_{pa}(t) \quad (8)$$

步骤 1.2.5: 将式 (5) 和 (8) 改写为:

$$\dot{\xi}_p(t) = G_p(t)\xi_p(t) + \delta_p(t) \quad (9)$$

$$G_p(t) = \begin{bmatrix} A_0 - LC_p & 0 \\ B_0 K_d & A_0 + B_0 K_a \end{bmatrix} + A_{pd}(t) \quad (10)$$

其中, $\xi_p(t) = [e_{pd}(t)^T, e_{pa}(t)^T]^T$, $\delta_p(t) = [(\delta_{pd}(t) + 2\overline{\Delta B}\Delta u_{cp}(t))^T, \delta_{pa}(t)^T]^T$, 有

$$\begin{bmatrix} \phi_{pd} \\ LC_p e_x \end{bmatrix} = A_{pd} \begin{bmatrix} e_{pd} \\ e_{pa} \end{bmatrix} \quad (11)$$

步骤 1.2.6: $S^{m \times m}$ 表示 m 维实对称方阵, 令矩阵 $E, F \in S^{2n_x \times 2n_x}$, $E, F \succ 0$, 表示 E, F 中每个元素都大于 0, 常数 $\lambda > 0$, 得矩阵不等式:

$$G_p^T E + EG_p + \lambda E + F \prec 0 \quad (12)$$

即令 $G_p^T E + EG_p + \lambda E + F$ 中每个元素都小于 0, 求解矩阵不等式 (12), 得误差反馈控制器增益矩阵 K_d, K_a , 从而由 (7) 得误差反馈控制器;

步骤 1.3: 将存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型, 描述为:

$$\begin{aligned}\dot{x}_f(t) &= [A_0 + \Delta A(\theta)]x_f(t) + B_f(\gamma(t))u_f(t) + d_f(t) \\ y_f(t) &= C_f(\phi(t))x_f(t) + v(t)\end{aligned}\quad (13)$$

其中, $x_f \in R^{n_x}$ 为故障系统的状态向量, $u_f \in R^{n_u}$ 为故障系统的控制输入, $y_f \in R^{n_y}$ 为故障系统的输出向量, $B_f(\gamma(t))$ 和 $C_f(\phi(t))$ 分别为执行器和传感器故障, 表示为

$$\begin{aligned}B_f(\gamma(t)) &= [B_0 + \Delta B(\theta)]diag(\gamma_1(t), \dots, \gamma_n(t)) \\ C_f(\phi(t)) &= C_p diag(\phi_1(t), \dots, \phi_n(t))\end{aligned}\quad (14)$$

其中, $0 \leq \gamma_i(t) \leq 1$, $0 \leq \phi_j(t) \leq 1$ 分别表示第 i 个执行器和第 j 个传感器的失效程度, $\gamma_i = 1$ 和 $\gamma_i = 0$ 分别表示第 i 个执行器完好无损和完全失效, ϕ_j 同理; $diag(\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n)$ 表示对角元素为 $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n$ 的对角矩阵, $diag(\phi_1, \phi_2, \dots, \phi_n)$ 同理; 设 $\gamma(t)$, $\phi(t)$ 估计值分别为 $\hat{\gamma}(t)$, $\hat{\phi}(t)$ 则有

$$\begin{aligned}B_f(\gamma(t)) &= B_f(\hat{\gamma}(t)) + B_f(\Delta\gamma(t)) \\ C_f(\phi(t)) &= C_f(\hat{\phi}(t)) + C_f(\Delta\phi(t))\end{aligned}\quad (15)$$

其中, $\Delta\gamma(t) = \gamma(t) - \hat{\gamma}(t)$ 和 $\Delta\phi(t) = \phi(t) - \hat{\phi}(t)$ 分别为 $\gamma(t)$ 和 $\phi(t)$ 的估计误差; 根据执行器和传感器故障分别设计虚拟执行器和虚拟传感器;

步骤 1.3.1: 设计虚拟传感器为:

$$\begin{aligned}\dot{x}_{vs}(t) &= A_{vs}(\theta)x_{vs}(t) + B_f(\hat{\gamma}(t))\Delta u(t) + Qy_f(t) \\ \hat{y}_f(t) &= C_{vs}x_{vs}(t) + Py_f(t)\end{aligned}\quad (16)$$

其中

$$\begin{aligned}A_{vs}(\theta) &= A_0 + \Delta A(\theta) - QC_f(\hat{\phi}(t)) \\ C_{vs} &= C_p - PC_f(\hat{\phi}(t))\end{aligned}\quad (17)$$

其中, $x_{vs} \in R^{n_x}$ 是虚拟传感器系统的状态变量, $\Delta u \in R^{n_u}$ 为故障模型与故障参考模型控制输入之差, $\hat{y}_f \in R^{n_y}$ 为虚拟传感器系统的输出向量, Q 和 P 分别为虚拟传感器的参数矩阵;

步骤 1.3.2: LMI 区域 $S_1(\rho_1, q_1, r_1, \theta_1)$ 是以 $-\rho_1$ 为边界的左半复平面区域, 以 r_1 为半径, q_1 为圆心的圆形区域以及与负实轴夹角为 θ_1 的扇形区域的交集, 将虚拟传感器状态矩阵 A_{vs} 表示为多胞体结构, $A_{vsj} = A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))$, 其中 θ_j 表示第 j 个顶点 θ 的取值, A_{vsj} 表示第 j 个顶点虚拟传感器状态矩阵 A_{vs} 的取值, A_{vsj} 的特征值均在 $S_1(\rho_1, q_1, r_1, \theta_1)$ 中的充分必要条件是存在一个对称矩阵 $X_1 > 0$, 使线性矩阵不等式 (18) ~ (20) 成立, 从而得到对应顶点的虚拟传感器的参数矩阵 Q_j ;

$$[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T + 2\rho_1 X_1 < 0 \quad (18)$$

$$\begin{bmatrix} -r_1 X_1 & q_1 X_1 + [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 \\ q_1 X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T & -r_1 X_1 \end{bmatrix} < 0 \quad (19)$$

$$\begin{aligned} & \left\{ \begin{aligned} & \sin \theta_1 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T \right\} \\ & \cos \theta_1 \left\{ X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T - [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 \right\} \\ & \cos \theta_1 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 - X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T \right\} \\ & \sin \theta_1 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]X_1 + X_1[A_0 + \Delta A(\theta_j) - Q_j C_f(\hat{\phi}(t))]^T \right\} \end{aligned} \right\} < 0 \quad (20) \end{aligned}$$

选择与 θ_j 相对应顶点的 Q_j 作为虚拟传感器的参数矩阵;

步骤 1.3.3: 虚拟传感器的参数矩阵 P 为:

$$P = C_p C_f^\dagger \quad (21)$$

其中, $\dagger$ 代表矩阵的伪逆;

步骤 1.3.4: 设计虚拟执行器为

$$\begin{aligned} \dot{x}_{va}(t) &= A_{va} x_{va}(t) + B_{va} \Delta u_c(t) \\ \Delta u(t) &= M x_{va}(t) + N \Delta u_c(t) \\ y_c(t) &= \hat{y}_f(t) + C_p x_{va}(t) \end{aligned} \quad (22)$$

其中

$$\begin{aligned} A_{va} &= A_0 + \Delta A(\theta) - B_f(\hat{\gamma}(t))M \\ B_{va} &= B_0 + \Delta B(\theta) - B_f(\hat{\gamma}(t))N \end{aligned} \quad (23)$$

其中, $x_{va} \in R^{n_x}$ 是虚拟执行器系统的状态变量, $\Delta u_c \in R^{n_u}$ 为误差反馈控制器输出, $y_c \in R^{n_y}$ 为虚拟执行器系统的输出向量, M 和 N 分别为虚拟执行器的参数矩阵;

步骤 1.3.5: LMI 区域 $S_2(\rho_2, q_2, r_2, \theta_2)$ 是以 $-\rho_2$ 为边界的左半复平面区域, 以 r_2 为半径, q_2 为圆心的圆形区域以及与负实轴夹角为 θ_2 的扇形区域的交集, 将虚拟执行器状态矩阵 A_{va} 表示为多胞体结构, $A_{vaj} = A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_j$, 其中 θ_j 表示第 j 个顶点 θ 的取值, A_{vaj} 表示第 j 个顶点虚拟执行器状态矩阵 A_{va} 的取值, A_{vaj} 的特征值均在 $S_2(\rho_2, q_2, r_2, \theta_2)$ 中的充分必要条件是存在一个对称矩阵 $X_2 > 0$, 使线性矩阵不等式(24)~(26)成立, 从而得到的虚拟执行器的参数矩阵 M_i :

$$[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T + 2\rho_2 X_2 < 0 \quad (24)$$

$$\begin{bmatrix} -r_2 X_2 & q_2 X_2 + [A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 \\ q_2 X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T & -r_2 X_2 \end{bmatrix} < 0 \quad (25)$$

$$\begin{aligned} & \left\{ \begin{aligned} & \sin \theta_2 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T \right\} \\ & \cos \theta_2 \left\{ X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T - [A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 \right\} \\ & \cos \theta_2 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 - X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T \right\} \\ & \sin \theta_2 \left\{ [A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]X_2 + X_2[A_0 + \Delta A(\theta_j) - B_f(\hat{\gamma}(t))M_i]^T \right\} \end{aligned} \right\} < 0 \end{aligned} \quad (26)$$

选择与 θ_j 相对应顶点的 M_j 作为虚拟执行器的参数矩阵;

步骤 1.3.6: 虚拟执行器的参数矩阵 N 为:

$$N = B_f^\dagger B_p \quad (27)$$

其中, $\dagger$ 代表矩阵的伪逆;

步骤 1.4: 根据存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型与故障系统的参考模型, 设计误差区间观测器;

步骤 1.4.1: 存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机系统的参考模型表示为:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{ref}(t) &= A_0 x_{ref}(t) + B_f(\hat{\gamma}(t)) u_{ref}(t) \\ y_{ref}(t) &= C_f(\hat{\phi}(t)) x_{ref}(t) \end{aligned} \quad (28)$$

其中, $x_{ref} \in R^{n_x}$ 为存在扰动及执行器和传感器故障系统的参考状态向量, $u_{ref} \in R^{n_u}$ 为存在扰动及执行器和传感器故障系统的控制输入, $y_{ref} \in R^{n_y}$ 为存在扰动及执行器和传感器故障的参考输出向量;

步骤 1.4.2: 存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型与其参考模型之间的误差 $e(t) = x_{ref}(t) - x_f(t)$, 得到基于 LPV 模型的航空发动机故障系统的误差状态方程:

$$\begin{aligned} \dot{e}(t) &= [A_0 + \Delta A(\theta)]e(t) + B_f(\hat{\gamma})\Delta u(t) - B_f(\Delta \gamma)u_f(t) - \Delta A(\theta)x_{ref}(t) - d_f(t) \\ \varepsilon_c(t) &= C_f(\phi(t))e(t) - C_f(\Delta \phi)x_{ref}(t) - v(t) \end{aligned} \quad (29)$$

其中, $\Delta u(t) = u_{ref}(t) - u_f(t)$, $\varepsilon_c(t) = y_{ref}(t) - y_f(t)$;

步骤 1.4.3: 存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型与其参考模型之间的误差 e 的上界 $\bar{e}$ 和下界 $\underline{e}$ 的状态方程为:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{e}}(t) &= [A_0 - LC_f(\phi(t))]\bar{e}(t) + [B_0 + \overline{\Delta B}]\Delta u_c(t) + L[\varepsilon_c(t) + C_p x_{va} + (C_p - PC_f(\phi(t)))x_{vs}] \\ &\quad + |L|V - \underline{d}(t) + \overline{\Delta A}|x_{ref}(t)| + \overline{\Delta B}|u_{ref}| + \phi(t) \\ \dot{\underline{e}}(t) &= [A_0 - LC_f(\phi(t))]\underline{e}(t) + [B_0 - \overline{\Delta B}]\Delta u_c(t) + L[\varepsilon_c(t) + C_p x_{va} + (C_p - PC_f(\phi(t)))x_{vs}] \\ &\quad - |L|V - \overline{d}(t) - \overline{\Delta A}|x_{ref}(t)| - \overline{\Delta B}|u_{ref}| - \phi(t) \end{aligned} \quad (30)$$

其中, $\phi(t) = \overline{\Delta A}(\bar{e}_v^+(t) + \underline{e}_v^-(t))$, e_v 为基于 LPV 模型的航空发动机故障系统的误差状态变量与虚拟执行器的状态变量和虚拟传感器的状态变量之差, e_v 的上界为

$\bar{e}_v(t) = \bar{e}(t) - x_{va}(t) - x_{vs}(t)$, e_v 的下界为 $\underline{e}_v(t) = \underline{e}(t) - x_{va}(t) - x_{vs}(t)$, 且 $A_0 - LC_f \in M^{n_x \times n_x}$;

步骤 1.4.4: 令 $e_a = 0.5(\bar{e} + \underline{e})$, $e_d = \bar{e} - \underline{e}$, 由 (30) 得误差区间观测器:

$$\begin{aligned}\dot{e}_d(t) &= [A_0 - LC_f(\phi(t))]e_d(t) + 2\overline{\Delta B}\Delta u_c(t) + \phi_d(t) + \delta_d(t) \\ \dot{e}_a(t) &= [A_0 - LC_f]e_a(t) + B_0K_a e_a(t) + B_0K_d e_d(t) + \delta_a(t) \\ &\quad + LC_p x_{va} + L(C_p - PC_f) + LC_f e(t)\end{aligned}\quad (31)$$

其中

$$\begin{aligned}\phi_d(t) &= 2\overline{\Delta A}(\bar{e}_v^+(t) + \underline{e}_v^-(t)) \\ \delta_d(t) &= 2|L|V - \underline{d}(t) + \bar{d}(t) + 2\overline{\Delta A}|x_{ref}(t)| + 2\overline{\Delta B}|u_{ref}(t)| \\ \delta_a(t) &= -Lv(t) - 0.5(\underline{d}(t) + \bar{d}(t))\end{aligned}\quad (32)$$

步骤 1.5: 将存在扰动及执行器和传感器故障的航空发动机 LPV 模型的航空发动机状态变量 $x_f(t)$ 、输出变量 $y_f(t)$ 、故障系统的参考模型状态变量 $x_{ref}(t)$ 、虚拟执行器状态变量 $x_{va}(t)$ 和虚拟传感器状态变量 $x_{vs}(t)$ 作为误差区间观测器的输入; 误差区间观测器输出 $e_a(t), e_d(t)$ 作为误差反馈控制器的输入; 误差反馈控制器输出 $\Delta u_c(t)$ 作为虚拟执行器输入; 故障系统的参考模型输出 $u_{ref}(t)$ 与虚拟执行器输出 $\Delta u(t)$ 之差作为控制信号, 输入给航空发动机故障系统, 从而实现航空发动机的主动容错控制。

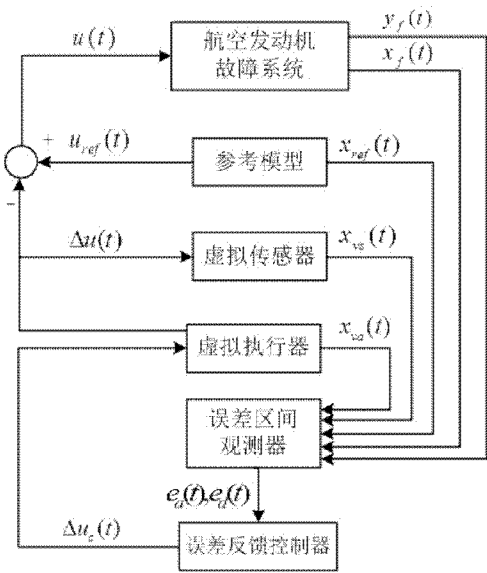


图 1

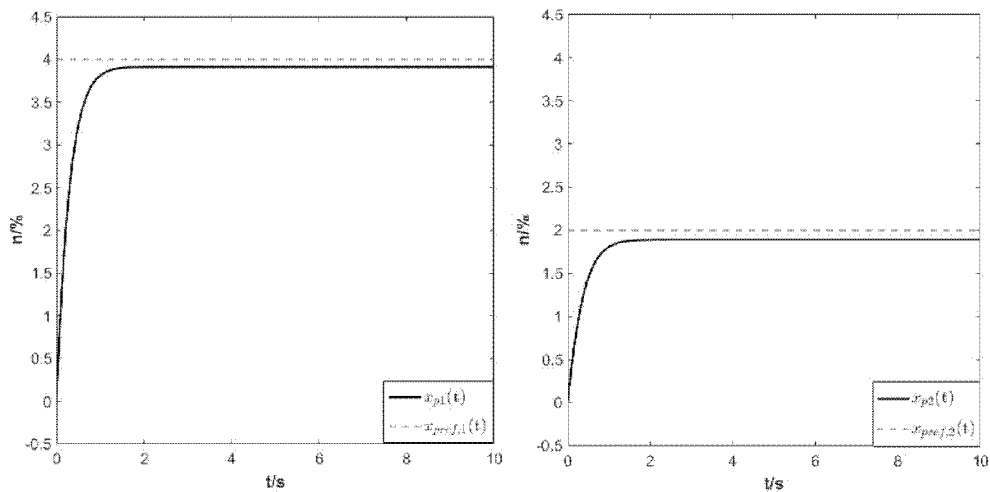


图 2 (a)

图 2 (b)

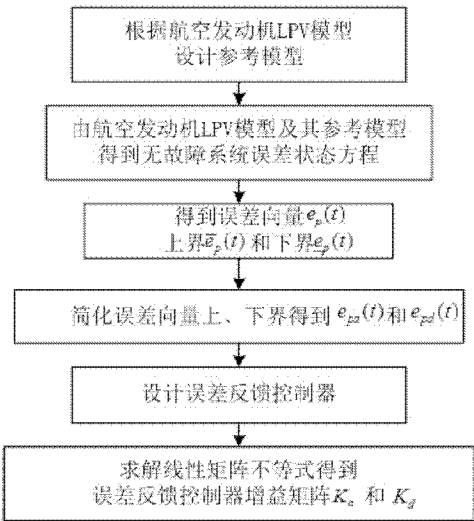


图 3

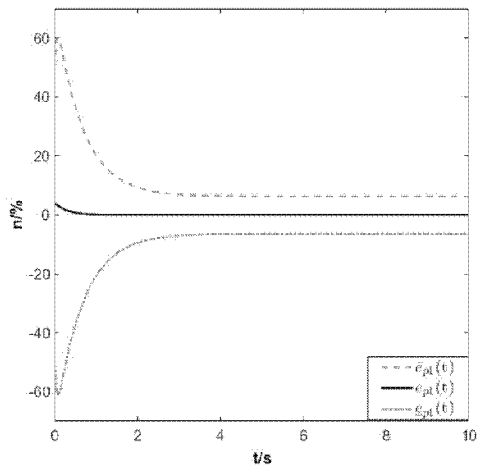


图 4 (a)

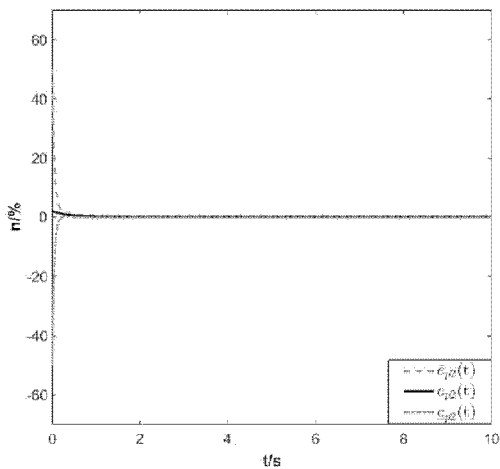


图 4 (b)

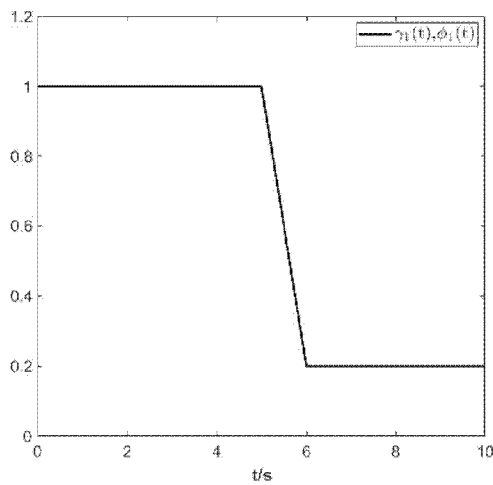


图 5

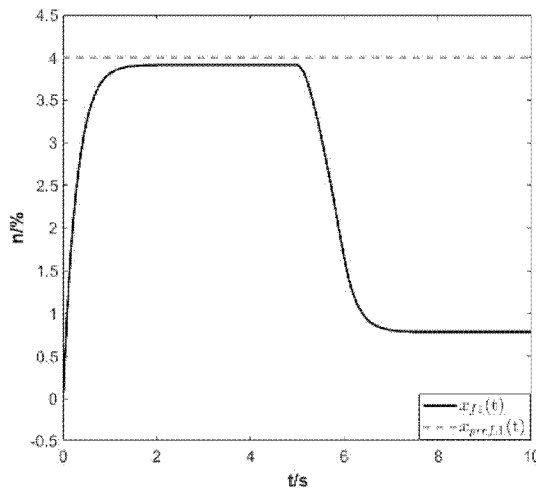


图 6 (a)

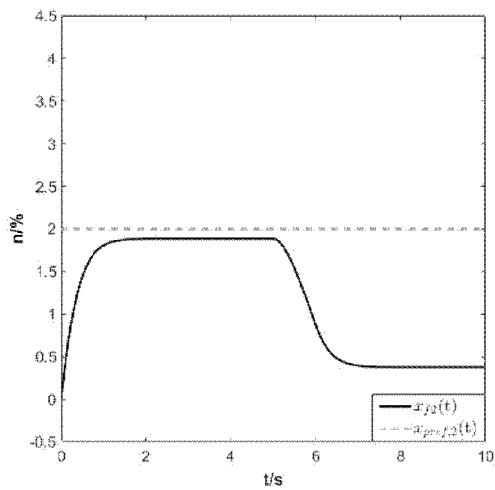


图 6 (b)

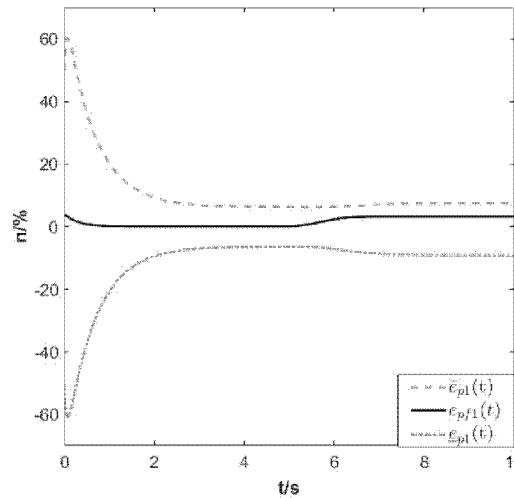


图 7 (a)

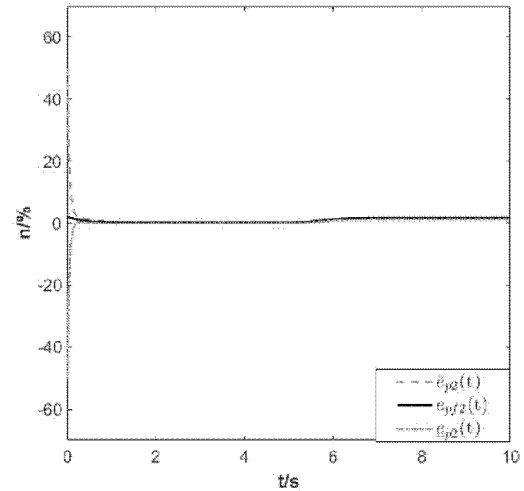


图 7 (b)

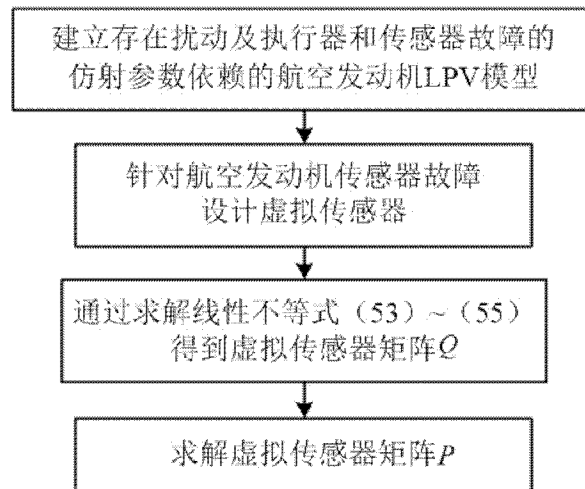


图 8

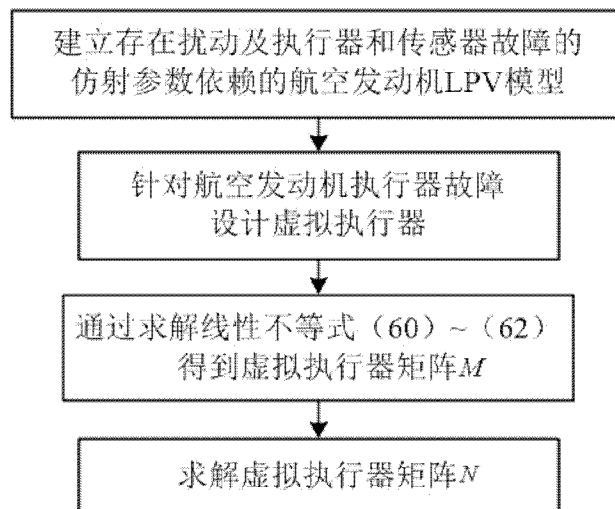


图 9

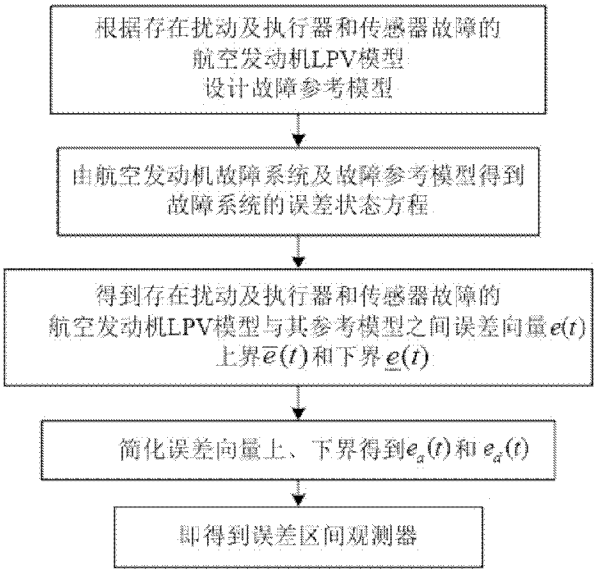


图 10

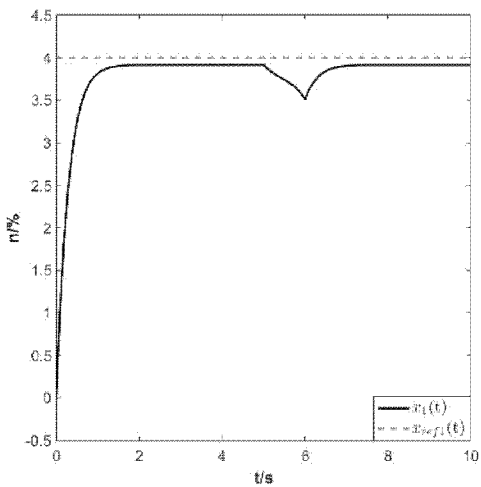


图 11 (a)

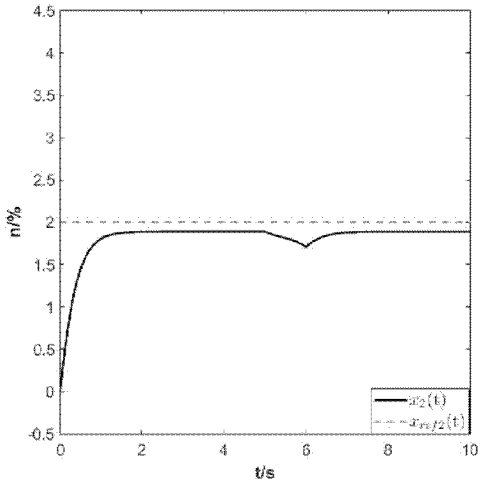


图 11 (b)

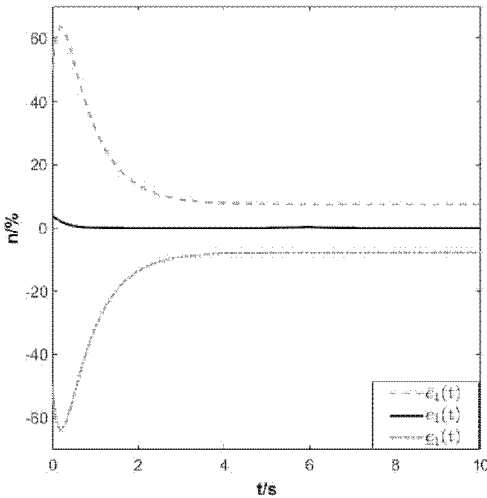


图 12 (a)

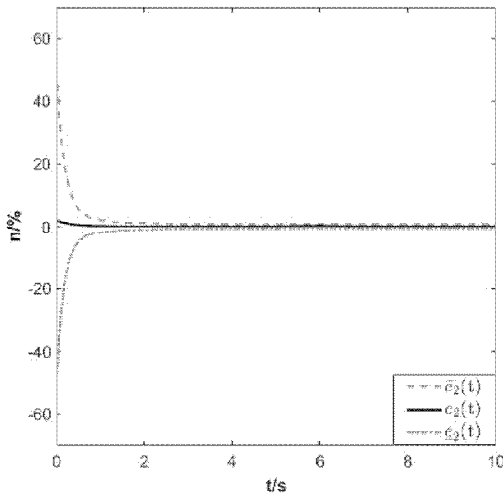


图 12 (b)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2019/071178

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F02C 9/00(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F02C9

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNPAT, CNKI, WPI, EPODOC; 航空发动机, 误差, 容错, 模型, 反馈, 故障, 错误, AERO?ENGINE, ERROR, TOLERANCE, MODEL, MODUEL, FAULT, FEEDBACK

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 109085757 A (NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS) 25 December 2018 (2018-12-25) description, paragraphs 69-118, and figures 1-7	1
A	CN 107942653 A (NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS) 20 April 2018 (2018-04-20) entire document	1
A	CN 105626270 A (SHENYANG ENGINE DESIGN AND RESEARCH INSTITUTE OF AVIATION INDUSTRY OF CHINA CORP.) 01 June 2016 (2016-06-01) entire document	1
A	CN 108062428 A (NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS) 22 May 2018 (2018-05-22) entire document	1
A	CN 108897309 A (NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS) 27 November 2018 (2018-11-27) entire document	1
A	WO 2018055825 A1 (IHI CORP.) 29 March 2018 (2018-03-29) entire document	1



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date

“L” document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

“O” document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

“P” document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

“T” later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

“X” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

“Y” document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

“&” document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

19 September 2019

Date of mailing of the international search report

27 September 2019

Name and mailing address of the ISA/CN

China National Intellectual Property Administration (ISA/
CN)
No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao Haidian District, Beijing
100088
China

Facsimile No. (86-10)62019451

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2019/071178

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)	Publication date (day/month/year)
CN	109085757	A	25 December 2018	None	
CN	107942653	A	20 April 2018	None	
CN	105626270	A	01 June 2016	None	
CN	108062428	A	22 May 2018	None	
CN	108897309	A	27 November 2018	None	
WO	2018055825	A1	29 March 2018	None	

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2019/071178

A. 主题的分类 F02C 9/00 (2006.01) i 按照国际专利分类 (IPC) 或者同时按照国家分类和 IPC 两种分类																							
B. 检索领域 检索的最低限度文献 (标明分类系统和分类号) F02C9 包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献 在国际检索时查阅的电子数据库 (数据库的名称, 和使用的检索词 (如使用)) CNPAT, CNKI, WPI, EPDOC; 航空发动机, 误差, 容错, 模型, 反馈, 故障, 错误, AERO?ENGINE, ERROR, TOLERANCE, MODEL, MODULE, FAULT, FEEDBACK																							
C. 相关文件 <table border="1"> <thead> <tr> <th>类 型*</th> <th>引用文件, 必要时, 指明相关段落</th> <th>相关的权利要求</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>A</td> <td>CN 109085757 A (南京航空航天大学) 2018年 12月 25日 (2018 - 12 - 25) 说明书第69-118段, 附图1-7</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 107942653 A (南京航空航天大学) 2018年 4月 20日 (2018 - 04 - 20) 全文</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 105626270 A (中国航空工业集团公司沈阳发动机设计研究所) 2016年 6月 1日 (2016 - 06 - 01) 全文</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 108062428 A (南京航空航天大学) 2018年 5月 22日 (2018 - 05 - 22) 全文</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 108897309 A (南京航空航天大学) 2018年 11月 27日 (2018 - 11 - 27) 全文</td> <td>1</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>WO 2018055825 A1 (IHI CORP.) 2018年 3月 29日 (2018 - 03 - 29) 全文</td> <td>1</td> </tr> </tbody> </table>			类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求	A	CN 109085757 A (南京航空航天大学) 2018年 12月 25日 (2018 - 12 - 25) 说明书第69-118段, 附图1-7	1	A	CN 107942653 A (南京航空航天大学) 2018年 4月 20日 (2018 - 04 - 20) 全文	1	A	CN 105626270 A (中国航空工业集团公司沈阳发动机设计研究所) 2016年 6月 1日 (2016 - 06 - 01) 全文	1	A	CN 108062428 A (南京航空航天大学) 2018年 5月 22日 (2018 - 05 - 22) 全文	1	A	CN 108897309 A (南京航空航天大学) 2018年 11月 27日 (2018 - 11 - 27) 全文	1	A	WO 2018055825 A1 (IHI CORP.) 2018年 3月 29日 (2018 - 03 - 29) 全文	1
类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求																					
A	CN 109085757 A (南京航空航天大学) 2018年 12月 25日 (2018 - 12 - 25) 说明书第69-118段, 附图1-7	1																					
A	CN 107942653 A (南京航空航天大学) 2018年 4月 20日 (2018 - 04 - 20) 全文	1																					
A	CN 105626270 A (中国航空工业集团公司沈阳发动机设计研究所) 2016年 6月 1日 (2016 - 06 - 01) 全文	1																					
A	CN 108062428 A (南京航空航天大学) 2018年 5月 22日 (2018 - 05 - 22) 全文	1																					
A	CN 108897309 A (南京航空航天大学) 2018年 11月 27日 (2018 - 11 - 27) 全文	1																					
A	WO 2018055825 A1 (IHI CORP.) 2018年 3月 29日 (2018 - 03 - 29) 全文	1																					
☐ 其余文件在C栏的续页中列出。 ☒ 见同族专利附件。																							
<table border="0"> <tr> <td> * 引用文件的具体类型: “A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 “E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 “L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的) “O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 “P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件 </td> <td> “T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 “X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 “Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 “&” 同族专利的文件 </td> </tr> </table>			* 引用文件的具体类型: “A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 “E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 “L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的) “O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 “P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件	“T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 “X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 “Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 “&” 同族专利的文件																			
* 引用文件的具体类型: “A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 “E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 “L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件 (如具体说明的) “O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 “P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件	“T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件 “X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性 “Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性 “&” 同族专利的文件																						
国际检索实际完成的日期		国际检索报告邮寄日期																					
2019年 9月 19日		2019年 9月 27日																					
ISA/CN的名称和邮寄地址		受权官员																					
中国国家知识产权局 (ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088 传真号 (86-10)62019451		林秀霞 电话号码 86-10-53960919																					

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2019/071178

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利	公布日 (年/月/日)
CN	109085757	A	2018年 12月 25日	无	
CN	107942653	A	2018年 4月 20日	无	
CN	105626270	A	2016年 6月 1日	无	
CN	108062428	A	2018年 5月 22日	无	
CN	108897309	A	2018年 11月 27日	无	
WO	2018055825	A1	2018年 3月 29日	无	