

文章编号: 1000-8055(2009)01-0098-06

涡扇发动机早期退化性能的线性变参数估计

韩小宝, 王仲生

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 针对涡扇发动机线性变参数(Linear parameter varying, LPV)模型,给出了一种新的早期退化航空发动机部件性能 LPV 滤波器设计方法.该方法采用仿射依赖于参数的二次 Lyapunov 函数,在仿射二次稳定性的基础上,引入多凸性引理将滤波器求解问题转化为线性矩阵不等式(Linear matrix inequalities, LMI)约束下的凸优化问题,避免了求解参数化线性矩阵不等式(Parameterized linear matrix inequalities, PLMI)约束下的优化问题.针对某型早期退化涡扇发动机的仿真表明,该方法能以较高精度估计性能退化参数,且鲁棒性强,增益调度简单,具有一定的工程意义.

关 键 词: 航空发动机; 线性变参数滤波; 参数依赖的 Lyapunov 函数; 仿射二次稳定;
参数化线性矩阵不等式

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Linear parameter varying estimation for early deteriorated turbo fan engine performance parameter

HAN Xiao-bao, WANG Zhong-sheng

(School of Aeronautics

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To estimate the component performance parameters of early deteriorated aero-engine, a linear parameter varying (LPV) filter was given for LPV model of a turbofan engine. Based on conceptions of affined parameter dependent quadratic Lyapunov function and affined quadratic stability, the filter design method was converted into a normal linear matrix inequalities (LMI) constrained convex optimization by introducing the lemma of multiconvexity. Also the difficulties in solving the optimization problem with parameterized linear matrix inequalities (PLMI) constraint were avoided. Besides the convenience of filter gain scheduling, the accuracy and robustness of the filter were validated by simulation on parameter estimation for the early-deteriorated turbofan engine.

Key words: aeroengine; linear parameter varying filtering;
parameter-dependent Lyapunov function; affined quadratic stability;
parameterized linear matrix inequalities (PLMI)

早期退化航空发动机性能参数估计技术能够提供部件性能及其发展趋势的详细信息,这些信息对推进系统安全、高效的使用和维护具有重要

意义^[1-3].早期退化航空发动机部件性能参数的相对变化量小、参数退化模式多样、参数间耦合性强,且发动机工作范围宽广,所以对参数估计的精

收稿日期: 2008-05-15; 修订日期: 2008-10-27

基金项目: 国家自然科学基金(50675178)

作者简介: 韩小宝(1980-),男,陕西安康人,博士,从事航空发动机线性变参数系统滤波、控制理论的研究.

通讯作者: 王仲生(1946-),男,陕西西安人,教授、博士生导师,从事航空发动机先进健康监控理论及应用的研究.

度和鲁棒性具有较高的要求^[1,3,4]. 目前, 航空发动机参数估计的主要方法 Kalman 系列滤波器在应用中存在: 设计所需的精确噪声先验统计量不易获取; 对模型误差敏感, 在飞行包线内所需设计的滤波器数量较多; 滤波器增益调度在非设计点上的滤波稳定性无理论保证等缺点^[3,4]. 由于上述问题的存在, 针对某型涡扇发动机线性变参数 (LPV) 模型, 本文给出了一种新的航空发动机 LPV 滤波器设计方法. 该方法基于仿射依赖于参数的二次 Lyapunov 函数和仿射二次稳定性概念, 得到了滤波器稳定且满足性能指标的充分条件^[5,6], 并结合二次函数多凸性将此参数化线性矩阵不等式 (PLMI) 形式的充分条件转化为有限数量的线性矩阵不等式 (LMI) 约束, 最后通过求解 LMI 约束下的常规凸优化问题得到滤波器的设计^[6,8]. 通过早期退化涡扇发动机稳态部件性能参数估计的仿真, 滤波器设计的有效性得到了验证.

1 问题的提出

首先给出参数 $\alpha \in \mathbf{R}^k$ 的线性仿射函数 $I(\alpha)$ 的定义

$$I(\alpha) = I_0 + \sum_{i=1}^k \alpha I_i \quad (1)$$

其中 I_0 和 I_i 为相应维数的常数矩阵.

某型双转子涡扇发动机在高度、马赫数一定的条件下, 设 $\bar{n}_L$ 为风扇相对转速, 在工作范围内改变 $\bar{n}_L$ 的取值得到相应的精确线性模型, 并使用雅克比方法建立了包含部件性能退化状态的涡扇发动机 LPV 模型^[9].

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = A(\sigma) \mathbf{x} + B_1 \mathbf{w} + B_2(\sigma) \mathbf{u} \\ \mathbf{z} = C_1 \mathbf{x} \\ \mathbf{y} = C_2(\sigma) \mathbf{x} + D_{21} \mathbf{w} + D_{22}(\sigma) \mathbf{u} \\ \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0 \end{cases} \quad (2)$$

其中 $\sigma = (\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3) = (\bar{n}_L, \bar{n}_L^2, \bar{n}_L^3)^T \in \mathbf{R}^3$, 系数矩阵 $A(\sigma)$, $B_2(\sigma)$, $C_2(\sigma)$ 和 $D_{22}(\sigma)$ 为参数 σ 的线性仿射函数, 而 $B_1 = [I_6; \mathbf{0}]$, $C_1 = [0; I_4]$ 和 $D_{21} = [0; I_4]$ 为常数矩阵, I 为相应维数的单位矩阵. LPV 模型的状态向量为 $\mathbf{x} = (\Delta \bar{n}_H, \Delta \bar{n}_L, \Delta \eta_{TH}, \Delta \eta_{TL}, \Delta \bar{m}_{aH}, \Delta \bar{m}_{aL})^T \in \mathbf{R}^6$, 分别为高、低压转子转速, 高、低压涡轮效率, 高压压气机换算流量, 风扇换算流量的相对变化量, 向量 $\mathbf{x}(0)$ 为状态的初始值; $\mathbf{w} = (w_1, w_2)^T \in \mathbf{R}^{10}$ 为系统干扰, 包括建模误差 $w_1 \in \mathbf{R}^6$ 和量测误差 $w_2 \in \mathbf{R}^4$; $\mathbf{u} = (\Delta m_f, \Delta \bar{A}_8)^T \in \mathbf{R}^2$ 为控制输入, 分别为主

燃油供油量和尾喷管喉部面积的相对变化量; $\mathbf{y} = (\Delta \bar{p}_4, \Delta \bar{T}_{51}, \Delta \bar{p}_5, \Delta \bar{p}_6)^T \in \mathbf{R}^4$ 为量测输出, 分别为燃烧室出口压力、高压涡轮出口温度、混合室出口压力和高压涡轮出口压力的相对变化量; $\mathbf{z} = (\Delta \eta_{TH}, \Delta \eta_{TL}, \Delta \bar{m}_{aH}, \Delta \bar{m}_{aL})^T \in \mathbf{R}^4$ 为需要估计的部件性能退化参数^[3,4].

设参数 σ 及其变化率 $\dot{\sigma}$ 满足 $\sigma_i \in [\hat{\sigma}_i, \hat{\sigma}_i]$, $\dot{\sigma}_i \in [\hat{\sigma}_i, \hat{\sigma}_i]$, $(i = 1, \dots, 3)$; 且参数 $(\sigma, \dot{\sigma})$ 存在于以 $W \times V \in \Phi$ 为顶点集的超矩形 $\Gamma \in \mathbf{R}^6$ 中, 其中 $W = \{(\omega_1, \omega_2, \omega_3): \omega_i \in \{\hat{\sigma}_i, \hat{\sigma}_i\}, i = 1, \dots, 3\}$, $V = \{(v_1, v_2, v_3): v_i \in \{\hat{\sigma}_i, \hat{\sigma}_i\}, i = 1, \dots, 3\}$. 针对涡扇发动机 LPV 对象 (2), 给出如下形式的 LPV 滤波器^[6,7]:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}} = A(\sigma) \hat{\mathbf{x}} + B_2(\sigma) \mathbf{u} + K(\sigma) \cdot [y - C_2(\sigma) \hat{\mathbf{x}} - D_{22}(\sigma) \mathbf{u}] \\ \hat{\mathbf{z}} = C_1(\sigma) \hat{\mathbf{x}} \\ \hat{\mathbf{x}}(0) = \hat{\mathbf{x}}_0 \end{cases} \quad (3)$$

其中 $\hat{\mathbf{x}} \in \mathbf{R}^6$ 为滤波器的状态向量, $\hat{\mathbf{x}}(0)$ 为滤波器状态初值, $\hat{\mathbf{z}} \in \mathbf{R}^4$ 为滤波器输出向量, $K(\sigma) \in \mathbf{R}^{6 \times 4}$ 为依赖于参数 σ 的滤波器增益矩阵. 令 $\mathbf{e} = (\mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}) \in \mathbf{R}^6$ 为状态误差向量, $\mathbf{e}(0)$ 为状态误差初值, $\Delta \mathbf{z} = (\mathbf{z} - \hat{\mathbf{z}}) \in \mathbf{R}^4$ 为参数估计误差向量, 则滤波器的误差系统状态方程为^[7]

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{e}} = [A(\sigma) - K(\sigma)C_2(\sigma)] \mathbf{e} + [B_1(\sigma) - K(\sigma)D_{21}(\sigma)] \mathbf{w} \\ \Delta \mathbf{z} = C_1(\sigma) \mathbf{e} \\ \mathbf{e}(0) = \mathbf{e}_0 \end{cases} \quad (4)$$

则从干扰 $\mathbf{w}$ 到滤波器估计误差 $\Delta \mathbf{z}$ 的传递函数表示为

$$\begin{aligned} G_{\Delta \mathbf{z} \mathbf{w}}(s) &= \begin{bmatrix} \tilde{A}(\sigma) & \tilde{B}(\sigma) \\ \tilde{C}(\sigma) & \tilde{D}(\sigma) \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} A(\sigma) - K(\sigma)C_2(\sigma) & B_1(\sigma) - K(\sigma)D_{21}(\sigma) \\ C_1(\sigma) & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

对于正实数 γ , 设系统 $G_{\Delta \mathbf{z} \mathbf{w}}(s)$ 的性能指标 J 为

$$J = \frac{\|\Delta \mathbf{z}\|_2}{(\|\mathbf{w}\|_2^2 + \mathbf{e}_0^T \mathbf{e}_0)^{1/2}} < \gamma \quad (6)$$

其中 $\|(\cdot)\|_2$ 表示函数 $(\cdot) \in L_2[0, \infty)$ 的 L_2 范数, (6) 式中, 若滤波误差系统状态初值 $\mathbf{e}_0$ 为零, 则该性能指标简化为标准的 H_∞ 范数指标 $J = \|G_{\Delta \mathbf{z} \mathbf{w}}(s)\|_\infty$, 所以本文考虑的性能指标更具一般性. 由上所述, 航空发动机 LPV 滤波器设计的目的为: 对于受干扰影响的早期退化航空发

动机 LPV 对象(2),设计滤波器反馈增益 $K(\sigma)$,使滤波器(3)稳定,且干扰 w 到滤波器估计误差 Δz 之间闭环传递函数 $G_{\Delta zw}(s)$ 的性能指标 J 最小.

2 航空发动机 LPV 滤波器设计

本文 LPV 滤波器设计的基础是仿射依赖于参数的二次 Lyapunov 函数 $V(x, \sigma) = x^T P(\sigma)x$ 和仿射二次稳定性概念,其中, Lyapunov 矩阵 $P(\sigma)$ 为参数 σ 的线性仿射函数.对于稳态退化航空发动机这类参数变化缓慢的系统而言,采用常数 Lyapunov 矩阵 P 所得到的稳定性条件必须满

足时变参数以任意速率变化的要求,这将带来设计保守性,而引入 $P(\sigma)$ 能够减少这一保守性,提高滤波器的性能^[5-7].下面首先给出系统仿射二次稳定且性能指标 $J < \gamma$ 成立的充分条件^[6].

2.1 系统仿射二次稳定和性能指标 $J < \gamma$ 成立的充分条件

定理 1: 对于给定正实数 γ , 系统(5)是仿射二次稳定的,且系统性能指标 $J < \gamma$ 的充分条件是: 存在参数 σ 的对称正定线性仿射函数 $P(\sigma)$, 在参数 $(\sigma, \dot{\sigma}) \in \Gamma$ 所有可行的轨迹上使(7)式成立.

$$\begin{bmatrix} \tilde{A}(\sigma)^T P(\sigma) + P(\sigma) \tilde{A}(\sigma) + \tilde{C}(\sigma)^T \tilde{C}(\sigma) + P(\dot{\sigma}) - P_0 & P(\sigma) \tilde{B}(\sigma) \\ \tilde{B}(\sigma)^T P(\sigma) & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0 \quad (7a)$$

$$P(\sigma) - \gamma^2 I < 0 \quad (7b)$$

证明: 对于系统(5), 设 $V(e, \sigma) = e^T P(\sigma)e$ 为 Lyapunov 函数, 对称正定矩阵 $P(\sigma)$ 为参数 σ 的线性仿射函数. 考虑如下性能指标:

$$J_T = \int_0^T (\|\Delta z\|_2^2 - \gamma^2 \|w\|_2^2) dt - \gamma^2 e_0^T e_0 = \int_0^T [\Delta z^T \Delta z - \gamma^2 w^T w + V(e, \sigma) - V(e, \sigma)] dt - \gamma^2 e_0^T e_0 \quad (8)$$

考虑(5)式, 并设 $e(T) = e_T$, 有

$$\begin{aligned} J_T = & \int_0^T \left\{ e^T \tilde{C}^T \tilde{C} e - \gamma^2 w^T w + [\tilde{A}(\sigma)e + \tilde{B}(\sigma)w]^T P(\sigma)e + e^T P(\sigma)[\tilde{A}(\sigma)e + \tilde{B}(\sigma)w] + \right. \\ & \left. e^T [P(\dot{\sigma}) - P_0]e \right\} dt - V(e, \sigma)|_0^T - \gamma^2 e_0^T e_0 = \\ & \int_0^T \begin{bmatrix} e \\ w \end{bmatrix}^T \left\{ \begin{bmatrix} \tilde{A}(\sigma)^T P(\sigma) + P(\sigma) \tilde{A}(\sigma) + P(\dot{\sigma}) - P_0 & P(\sigma) \tilde{B}(\sigma) \\ \tilde{B}(\sigma)^T P(\sigma) & -\gamma^2 I \end{bmatrix} + \right. \\ & \left. \begin{bmatrix} \tilde{C} \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tilde{C} & 0 \end{bmatrix} \right\} \begin{bmatrix} e \\ w \end{bmatrix} dt - e_T^T P(\sigma) e_T + e_0^T [P(\sigma) - \gamma^2 I] e_0 \end{aligned} \quad (9)$$

如果条件(7)在参数 $(\sigma, \dot{\sigma}) \in \Gamma$ 所有可行轨迹上成立, 则由(9)式有 $J_T < 0$ 成立, 即

$$\|\Delta z\|_2 < \gamma (\|w\|_2^2 + e_0^T e_0)^{1/2} \quad (10)$$

则性能指标 $J < \gamma$. 由于 $P(\sigma)$ 为对称正定矩阵, 所以 Lyapunov 函数 $V(e, \sigma) > 0$, 同时式(7a)成立, 根据 Schur 补引理^[7]有 $V(e, \sigma) < 0$, 因此由 Lyapunov 稳定性理论知系统(5)指数稳定, 也称系统(5)是仿射二次稳定的. 证毕.

定理 1 给出了 LPV 系统仿射二次稳定, 性能指标满足 $J < \gamma$ 的充分条件, 但条件(7)是依赖于参数 $(\sigma, \dot{\sigma})$ 的 PLMI 约束, 包含了 $(\sigma, \dot{\sigma})$ 可行轨迹上数量无穷的 LMI 约束, 且 Lyapunov 矩阵 $P(\sigma)$ 与对象系数矩阵之间存在耦合乘积项, 所以很难进行数值求解^[5-6]. 为解决上述问题, 本文在

超矩形参数空间内, 引入多凸性引理将 PLMI 约束(7)转化为一组数量有限的 LMI 约束.

2.2 多凸性引理

多凸性引理^[6]: 设参数 $\rho \in \Pi$, $\Pi \in \mathbf{R}^m$ 为超矩形空间, 其顶点集合 $\Psi \in \mathbf{R}^m$. 设 $\alpha_0, \alpha, \beta_i$ 和 ε_i 为实系数, 关于 ρ 的二次函数 $f(\rho)$

$$\begin{aligned} f(\rho) = & \alpha_0 + \sum_{i=1}^m \alpha_i \rho_i + \\ & \sum_{i < j}^m \beta_{ij} \rho_i \rho_j + \sum_{i=1}^m \varepsilon_i \rho_i^2 \end{aligned} \quad (11)$$

若 $f(\rho)$ 是多凸的, 即满足

$$2\varepsilon = \frac{\partial^2 f(\rho)}{\partial \rho^2} \geq 0 \quad (i = 1, \dots, m) \quad (12)$$

则 $f(\rho) < 0$, 对任意 $\rho \in \Pi$ 成立的充分必要条件为: $f(\rho) < 0$, 对任意 $\rho \in \Psi$ 成立.

由上述引理, 对于滤波误差系统(5)而言, 若条件(7)的左端项满足多凸性条件(12), 且在超矩形空间 Γ 的顶点集合 Φ 上使条件(7)成立, 则参数 $(\sigma, \dot{\sigma}) \in \Gamma$ 所有可行的轨迹上有条件(7)成立, 从而将空间 Γ 上的 PLMI 约束, 转化为顶点集合 Φ 上数量有限的 LMI 约束.

2.3 滤波器的设计

针对 LPV 对象(2), 结合仿射二次稳定性及

$$P(\sigma) > 0 \quad \forall \sigma \in W \quad (13a)$$

$$\begin{bmatrix} \phi(\sigma, \dot{\sigma}) & P(\sigma)B_1(\sigma) - \tilde{P}(\sigma)D_{21}(\sigma) \\ B_1(\sigma)^T P(\sigma) - D_{21}(\sigma)^T \tilde{P}(\sigma)^T & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0$$

$$\forall (\sigma, \dot{\sigma}) \in W \times V \quad (13b)$$

$$P(\sigma) - \gamma^2 I < 0 \quad \forall \sigma \in W \quad (13c)$$

$$\begin{bmatrix} A_i^T P_i + P_i A_i - \tilde{P}_i C_{2i} - C_{2i}^T \tilde{P}_i^T & P_i B_{1i} - \tilde{P}_i D_{21i} \\ B_{1i}^T P_i - D_{21i}^T \tilde{P}_i^T & 0 \end{bmatrix} \geq 0$$

$$(i = 1, \dots, k) \quad (13d)$$

其中

$$\phi(\sigma, \dot{\sigma}) = A(\sigma)^T P(\sigma) + P(\sigma)A(\sigma) - \tilde{P}(\sigma)C_2(\sigma) - C_2(\sigma)^T \tilde{P}(\sigma)^T + C_1(\sigma)^T C_1(\sigma) + P(\dot{\sigma}) - P_0$$

且使得滤波器(3)稳定的反馈增益矩阵 $K(\sigma)$ 为

$$K(\sigma) = P(\sigma)^{-1} \tilde{P}(\sigma) \quad (14)$$

上述定理的证明可参考文献[6], 此处从略. 定理2将滤波器的设计问题转化为: 优化目标为正实数 γ 的最小值, 在有限数量线性矩阵不等式(13)式约束下的常规凸优化问题, 从而解除了 $P(\sigma)$ 与对象系数矩阵间的耦合乘积关系.

则航空发动机 LPV 滤波器设计的主要过程为: 对系统(2), 根据定理2求解上述的凸优化问题, 求得最优指标 $\gamma_{\min}$ 对应的变量 $\tilde{P}_0, \dots, \tilde{P}_k$ 和 $P_0, \dots, P_k$, 再根据(14)式计算滤波器的增益矩阵 $K(\sigma)$, 并按照系统(3)建立滤波器.

3 滤波器仿真算例

在高度 6km、马赫数 0.9, 参数 $\bar{n}_L$ 满足 $\bar{n}_L \in$

多凸性引理, 给出如下有关航空发动机 LPV 滤波器设计的定理及实现方法^[57].

定理2: 对于系统(2), 时变参数 σ 及其变化率 $\dot{\sigma}$ 组成的参数对 $(\sigma, \dot{\sigma})$ 存在于以 $W \times V \in \Phi$ 为顶点集合的超矩形 Γ 中, 给定正实数 γ , 设计 LPV 滤波器(3), 使滤波误差系统(5)仿射二次稳定, 且性能指标 $J < \gamma$ 的充分条件为: 存在线性仿射函数 $\tilde{P}(\sigma)$ 、矩阵 $\tilde{P}_0, \dots, \tilde{P}_k$ 、对称正定线性仿射函数 $P(\sigma)$ 和对称矩阵 $P_0, \dots, P_k$ 使得(13)式成立.

$[0.86, 0.98]$, $\dot{\bar{n}}_L \in [-0.05, 0.05]$ 的条件下, 针对某型涡扇发动机 LPV 模型(2), 使用上述滤波器设计方法得到最优指标 $\gamma_{\min} = 9.85$ 和以 $\bar{n}_L$ 为调节变量的 LPV 滤波器增益 $K(\sigma)$ 如(15)式所示, 由于篇幅原因没有给出的 $\tilde{P}_0, \dots, \tilde{P}_3$ 和 $P_0, \dots, P_3$ 的计算结果.

$$K(\sigma) = \left(P_0 + \sum_{i=1}^3 \bar{n}_L P_i \right)^{-1} \cdot \left(\tilde{P}_0 + \sum_{i=1}^3 \bar{n}_L \tilde{P}_i \right) \quad (15)$$

当 $\bar{n}_L = 0.86$ 和 $\bar{n}_L = 0.96$ 时, 根据(15)式通过滤波器增益调度参数 $\bar{n}_L$ 计算所得到的名义增益矩阵分别为

$$K(\sigma)_{0.86} = \begin{bmatrix} 12.8816 & -1.7302 & 3.5518 & 3.4556 \\ -1.7229 & 9.7469 & 2.1724 & -1.2408 \\ -21.4941 & -1.9806 & -9.9453 & -6.5915 \\ 90.4328 & 9.3419 & 38.2518 & 23.3991 \\ 4.0101 & -3.1578 & 2.7130 & 0.6687 \\ -1.0258 & 0.3135 & 3.9477 & -2.9449 \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$K(\sigma)_{0.96} = \begin{bmatrix} 6.9306 & -2.4926 & 0.8133 & 3.4319 \\ -2.4961 & 9.3428 & 1.6905 & -0.3890 \\ -3.2020 & -0.5491 & -2.3902 & -3.4787 \\ 13.2037 & 1.5264 & 4.9359 & 7.0641 \\ 3.3310 & -1.5675 & 0.9701 & 1.4163 \\ -1.2372 & 1.6261 & 0.6282 & -1.4657 \end{bmatrix} \quad (17)$$

仿真中,以不同退化模式和程度的发动机精确线性模型做小量(稳态燃油量的 1.0%) 燃油量阶跃时的动态响应作为滤波器输入. 仿真中引入的噪声皆为互不相关的零均值高斯白噪声;在建模噪声 w_1 中,高、低压转子转速状态中引入的噪声强度为其标称值的 1.0%,在部件性能退化状态中引入的噪声强度为其标称值的 0.1%;量测噪声 w_2 与可测输出相对应,信噪比取为较参考文献[3]低的 (70, 70, 70, 70)^[3,4],以反映早期退化性能参数变化量相对较小的事实.

由于涡轮部件是发动机部件中机械及热负荷最为集中的部分,所以着重研究了早期涡轮效率退化参数的估计及其对其他退化参数估计结果的影响;各部件性能参数早期退化的程度限制在小于等于 2.0% 的范围内^[1,2]. 上述仿真条件下,滤波器的仿真验证结果如图 1~ 图 4 所示. 图 1~ 图 3 表示 $\bar{m}_L$ 在范围 [0.86, 0.98] 内,以 0.02 为间隔取 7 组稳定工作状态,各状态下部件性能参数的退化程度分别为 (-1.0%, 0%, 0%, 0%), (0%, -1.0%, 0%, 0%) 和 (-2.0%, -1.5%, -1.0%, -0.5%) 时的参数估计结果;图 4 给出了,在上述第三种多参数同时退化条件下,参数估计误差向量 Δz 随时间的变化.

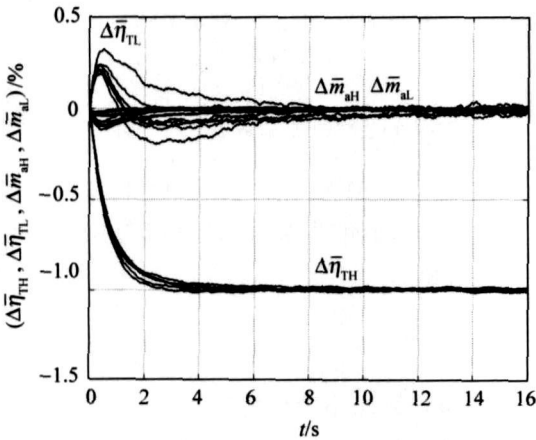


图 1 7 个稳态工作条件下参数 η_{TH} 退化时的滤波结果

Fig. 1 Filter response of 7 steady states with deterioration of η_{TH} only

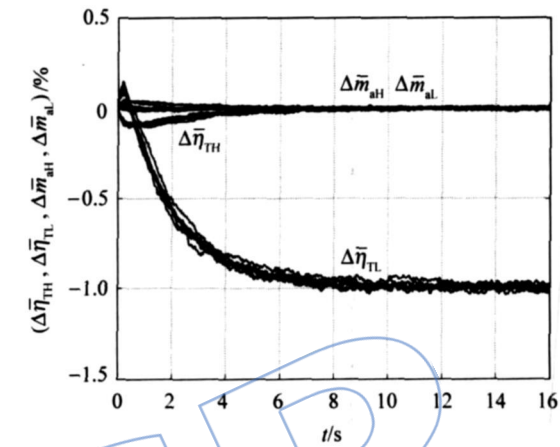


图 2 7 个稳态工作条件下参数 η_{TL} 退化时的滤波结果

Fig. 2 Filter response of 7 steady states with deterioration of η_{TL} only

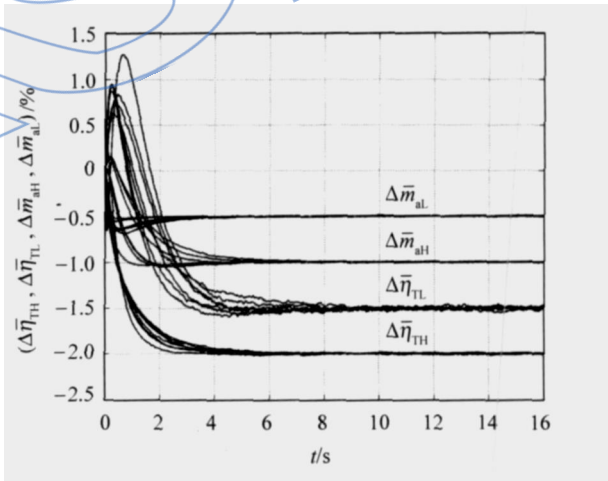


图 3 7 个稳态工作条件下 4 个退化参数同时退化时的滤波结果

Fig. 3 Filter response of 7 steady states with deterioration of four parameters

由仿真结果可见,虽然早期退化参数的相对变化量小,外部干扰作用较强,且参数间存在较强耦合关系,但是滤波器能够在稳态条件下精确估计单一或多部件早期退化航空发动机的性能参数. 早期单参数退化估计的平均误差小于 0.20%,早期多参数退化估计的平均误差小于 0.24%;在多种早期退化模式下滤波器的估计值在 12 s 内收

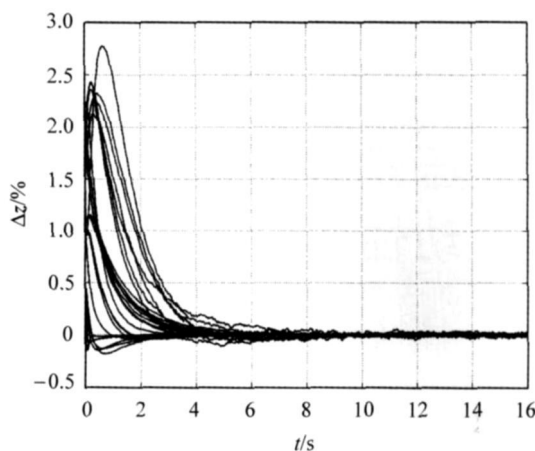


图 4 7 个稳态工作条件下 4 个参数同时退化时的滤波误差响应

Fig. 4 Filter error response of 7 steady states with deterioration of four parameters

敛到了稳定值; 同时滤波器设计保证了增益调度变量 $\bar{\alpha}_1$ 在较大范围内变化时的滤波稳定性, 而这一性能是 Kalman 系列滤波器所不具备的. 大量仿真结果表明: 在飞行包线内, 针对不同的高度、马赫数组合建立相应的 LPV 模型, 使用该滤波器设计方法得到了较好的滤波效果.

4 结 论

针对早期退化航空发动机部件性能参数估计问题及 Kalman 滤波方法存在的不足, 本文给出了一种新的航空发动机 LPV 滤波器设计方法. 该方法采用仿射依赖于参数的二次 Lyapunov 函数减少了滤波器设计的保守性, 并引入多凸性引理克服了设计中的滤波器增益求解问题. 对某型早期退化涡扇发动机部件性能参数估计的仿真结果表明, 该滤波器在增益调度范围内能够确保滤波系统稳定性, 对系统干扰有较强的鲁棒性, 且精度

较高、增益调节简单, 说明该方法用于早期性能退化参数估计是可行的、有效的.

参考文献:

- [1] Mathioudakis K, Kamboukos P H. Turbofan performance deterioration tracking using nonlinear models and optimization techniques [J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124: 5802587.
- [2] Lakshminarasimha A N, Boyce M P. Modeling and analysis of gas turbine performance deterioration [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1994, 116: 4051.
- [3] Dan S. Kalman filtering with inequality constraints for turbofan engine health estimation [R]. NASA/TM 2002 212111.
- [4] Adibhatla S, Gastineau Z. Tracking filter selection and control mode selection for model based control [C]// Proceeding of the 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Indianapolis, Indiana: AIAA, AIAA 199423204.
- [5] Wu F, Prajna S. A new solution approach to polynomial LPV system analysis and synthesis [C]// Proceeding of the 2004 American Control Conference. Boston, Massachusetts: [s. n.], 2004: 136221367.
- [6] Gahinet F, Apkarian P, Chilali M. Affine parameterdependent Lyapunov function and real parametric uncertainty [J]. IEEE Transaction on Automatic Control, 1996, 41 (3): 4362442.
- [7] 俞立. 鲁棒控制) 线性矩阵不等式处理方法 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
YU Li. Robust control) LM I approach [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002. (in Chinese)
- [8] Sato M. Filter design for LPV system using quadratically parameterdependent Lyapunov functions [J]. Automatica, 2006, 42: 20122023.
- [9] Reberga L, Henrion D, Bernussou J, et al. LPV modeling of a turbofan engine [C]// Proceeding of the 16th IFAC World Congress. Prague, Czech: [s. n.], 2005: 28.