# 涡扇发动机变参数鲁棒*H*。滤波器设计\*

贾秋生1,2,史新兴1,李华聪1,肖红亮1,韩小宝1

(1. 西北工业大学 动力与能源学院,陕西西安 710072;2. 北京动力机械研究所,北京 100074)

摘 要:针对存在建模误差及测量噪声干扰条件下的涡扇发动机性能参数估计问题,标准卡尔曼滤波及其改进算法滤波估计误差收敛速度慢,滤波估计精度低,对不确定测量噪声及建模误差较为敏感,为此本文提出了一种变参数鲁棒 $H_a$ 滤波器设计方法。该方法采用仿射参数依赖Lyapunov函数设计满足  $H_a$ 性能指标要求的鲁棒滤波器,通过引入凸多胞技术,将参数依赖线性矩阵不等式 (Linear Matrix Inequality, LMI) 中变参数Lyapunov矩阵与系统系数矩阵之间耦合乘积导致的非凸优化问题,转化为常规 LMI约束下的凸优化问题进行求解,降低了线性变参数 (Linear Parameter Varying, LPV) 鲁棒滤波器设 计的保守性,得到了全局解。针对涡扇发动机的仿真结果表明:与扩展卡尔曼滤波器对比,采用该方法 设计的滤波器具有较快的动态跟踪速度和较高的滤波精度, $\Delta F_a$ 的稳态估计误差不大于0.1%, $\Delta F_a$ 的相 对估计误差不大于2.5%,同时对建模误差和测量噪声干扰具有较强的抑制能力。

关键词:涡扇发动机;参数依赖Lyapunov函数;线性变参数;线性矩阵不等式;鲁棒H<sub>\*</sub>滤波器 中图分类号:V235.13 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2020)04-0910-06 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190498

# Parameter-Varying Robust $H_{\infty}$ Filter Design for a Turbofan Engine

JIA Qiu-sheng<sup>1,2</sup>, SHI Xin-xing<sup>1</sup>, LI Hua-cong<sup>1</sup>, XIAO Hong-liang<sup>1</sup>, HAN Xiao-bao<sup>1</sup>

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: As to solve the problem of performance parameters estimation of turbofan engine, under modeling error and measurement noise disturbances, there are some flaws including the low filter estimation accuracy, the slow filter convergence rate, and sensitive to uncertain measurement noise and modeling errors in Kalman filter algorithm and its extension. An approach based on the parameter-varying robust  $H_x$  filter technique is investigated. A robust filter, which satisfied robust  $H_x$  performance requirement, is developed by using affine parameter-dependent Lyapunov functions. The couping product term, between parameter-varying Lyapunov functions matrix and system coefficient matrix in parameter-dependent Linear Matrix Inequalities (LMIs), will lead to non-convex optimization problem. By introducing convex polytope technology, the problem above can be transformed into conventional LMIs constraint convex optimization problem to solve. The conservatism of Linear Parameter Varying (LPV) robust filter design is reduced, and the global solution is obtained. The simulation results of

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2019-07-12;修订日期: 2019-11-11。

基金项目:国家科技重大专项(2017-V-0013-0065)。

作者简介: 贾秋生, 博士生, 研究领域为航空发动机建模与控制技术。E-mail: Jia\_qiusheng@126.com

通讯作者: 史新兴, 博士, 教授, 研究领域为涡轮基组合循环发动机控制技术。E-mail: Shi\_xinxing@126.com

引用格式: 贾秋生, 史新兴, 李华聪, 等. 涡扇发动机变参数鲁棒 H<sub>\*</sub>滤波器设计[J]. 推进技术, 2020, 41(4):910-915.
 (JIA Qiu-sheng, SHI Xin-xing, LI Hua-cong, et al. Parameter-Varying Robust H<sub>\*</sub> Filter Design for a Turbofan Engine
 [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(4):910-915.)

a turbofan engine showed that, compared with the extended Kalman filter, the designed filter has fast dynamic tracking speed and high filtering accuracy, with steady-state estimation error of  $\Delta F_n$  less than 0.1% and relative estimation error of  $\Delta F_n$  less than 2.5%. Beyond that, it can restrain modeling error and measurement noise disturbance strongly.

Key words: Turbofan engine; Parameter-dependent Lyapunov functions; Linear parameter varying; Linear matrix inequality; Robust  $H_{\infty}$  filter

# 1 引 言

航空发动机工作过程是极其复杂的气动热力过程,并且发动机特性随环境条件和工作状况的变化将发生很大变化<sup>[1]</sup>。为实现对发动机推力、空气流量、喘振裕度等不可测参数的直接控制,充分发挥发动机性能优势,需对发动机工作性能参数进行估计<sup>[2]</sup>。目前主要采用卡尔曼滤波及其改进算法进行发动机参数估计<sup>[3-4]</sup>,但其需要干扰参数的精确先验统计知识并且对发动机建模误差较为敏感,较大的建模误差可能导致滤波结果发散。而鲁棒滤波将测量干扰和建模误差看作具有有限能量的任意信号,将干扰输入导致的最大估计误差最小化,进而作为性能指标进行滤波器设计。因此,当前许多国内外学者针对鲁棒滤波是一个重要方向<sup>[5-7]</sup>。

Sato<sup>[8]</sup>针对LPV系统设计了鲁棒变增益*H*<sub>\*</sub>和*H*<sub>2</sub> 滤波器,滤波效果较好,但是限制了二次Lyapunov函 数的结构形式,具有一定的保守性;Lacerda等<sup>[9]</sup>分别 针对任意时变连续和离散LPV系统,采用松弛变量 法,将凸域上参数依赖LMI约束下的滤波器求解的全 局优化问题转化为凸域顶点上常规的凸优化问题, 进而设计了参数依赖*H*<sub>\*</sub>滤波器;Sadeghzadeh<sup>[10]</sup>针对 包含不确定调度参数的LPV系统,在调度参数变化 范围有界的情况下,设计了变增益全阶*H*<sub>2</sub>滤波器; Zhang等<sup>[11]</sup>针对具有凸多面体不确定性的离散LPV 系统,采用参数依赖Lyapunov函数方法,设计了全阶 及降阶*H*<sub>\*</sub>滤波器,降低了基于单一Lyapunov函数方 法的保守性;Yang等<sup>[12]</sup>针对航天器姿态确定系统建 立了仿射LPV模型,设计了参数依赖*H*<sub>\*</sub>滤波器用于 航天器姿态误差估计,并开展了半实物仿真验证。

由此可见,近年来许多学者从不同角度对LPV 鲁棒滤波进行了分析研究,并取得了一定的研究成 果。但是上述方法为了分析计算简便,并未考虑参 数依赖LMI中变参数Lyapunov矩阵与系统系数矩阵 之间耦合乘积及其Lyapunov矩阵导数项的影响,具 有一定的保守性<sup>[13]</sup>。此外,目前针对航空发动机LPV 模型滤波器设计的研究文献较少,国内仅有韩小 宝<sup>[14-15]</sup>和李述清<sup>[16]</sup>等开展了相关研究,鉴于滤波系统 对航空发动机的重要性,本文以双转子、双涵道混合 排气式涡扇发动机为对象,开展基于发动机LPV模 型的变参数鲁棒 H<sub>\*</sub>滤波器设计与应用研究。

### 2 涡扇发动机模型

#### 2.1 涡扇发动机模型结构

双转子、双涵道混合排气式涡扇发动机主要有 两个控制变量:主燃烧室燃油流量和尾喷管喉部面 积。涡扇发动机控制方案如图1所示,发动机慢车以 上状态时,根据当前飞行高度、马赫数和推力需求实 时按预定控制计划给定推力指令 $F_{n,r}$ 和低压转子转 速指令 $n_{L,r}$ ,多变量控制器需要根据可测参数:高压转 子转速 $n_{H}$ 和低压转子转速 $n_{L}$ 采用变参数鲁棒 $H_{s}$ 滤 波器估计当前发动机推力 $F_{n,c}$ 这一性能参数,并根据 当前控制指令解算出当前状态的燃油流量 $m_{f}$ 和尾喷 管喉部面积 $A_{s}$ ,进而进行闭环控制。



Fig. 1 Schematic diagram of engine control system

#### 2.2 涡扇发动机 LPV 模型

航空发动机飞行包线范围宽广,工作状态变化 范围很大,很难采用单一参数表征发动机全包线内 的飞行状态和工作状态。针对LPV系统可表征非线 性系统这一特性,本文选择飞行高度H,马赫数Ma和 低压转子转速n<sub>L</sub>作为调度参数反映发动机飞行包线 内不同的飞行环境及工作状态,进而利用发动机LPV 模型设计变参数鲁棒 H<sub>\*</sub>滤波器。

针对涡扇发动机模型,在如图2所示的飞行包线内,选择9种飞行条件(*H*/km,*Ma*):(0,0),(5,0.5),(5,0.8),(10,1),(10,1.5),(10,1.8),(18,1),(18,1.5),(18,1.8),并在每种飞行条件下,当相对低压转子转速



Fig.2 Flight envelope of aero-engine

n<sub>L</sub> ∈ [0.84 ~ 0.98]时,基于 Jacobian 线性化方法均匀 建立8个发动机精确线性模型,采用插值法得到发动 机仿射 LPV 模型<sup>[17]</sup>,进而给出如下形式的发动机广 义状态空间模型,即

$$G:\begin{cases} \dot{x} = A(\rho)x + B_{1}w + B_{2}(\rho)u \\ z = C_{1}(\rho)x + D_{11}w + D_{12}(\rho)u \\ y = C_{2}(\rho)x + D_{21}w + D_{22}(\rho)u \\ x(0) = x_{0} \end{cases}$$
(1)

式中时变调度参数 $\rho = (H, Ma, n_{L})^{T}$ ;以高、低压 转子转速的相对变化量作为状态变量  $x = (\Delta n_{H}, \Delta n_{L})^{T}, x(0)$ 为状态初始值;主燃油供油量、 尾喷口面积的相对变化量 $u = (\Delta m_{f}, \Delta A_{s})^{T}$ 作为控制 变量,高压转子转速和低压转子转速的相对变化量  $y = (\Delta n_{H}, \Delta n_{L})^{T}$ 作为发动机可测量输出量,发动机推 力的相对变化量 $z = [\Delta F_{s}]$ 作为发动机待估计性能参 数, $w = (w_{1}, w_{2})^{T} \in \mathbb{R}^{4}$ 表示系统干扰,包括建模误差  $w_{1} \in \mathbb{R}^{2}$ 和测量误差 $w_{2} \in \mathbb{R}^{2}$ ;  $B_{1} = [I_{2}0], D_{11} = 0$ 和  $D_{21} = [0I_{2}]$ 为常数矩阵,I代表相应维数的单位矩阵; 系数矩阵 $A(\rho), B_{2}(\rho), C_{2}(\rho)$ 和 $D_{22}(\rho)$ 为调度参数 $\rho$ 的仿射函数,具有如下形式,即

$$L(\boldsymbol{\rho}) = \boldsymbol{L}_0 + \boldsymbol{\rho}_1 \boldsymbol{L}_1 + \dots + \boldsymbol{\rho}_n \boldsymbol{L}_n$$
(2)

式中 $L_0$ , …,  $L_n$ 表示相应的已知常值矩阵, 且 $\rho$ 及 其变化速率分别位于紧集 $\Theta$ 和 $\Phi$ 中, 并满足  $\rho_i \in [\rho_i, \bar{\rho}_i]$ 且 $\dot{\rho}_i \in [\underline{\nu}_i, \bar{\nu}_i]_{\circ}$ 

### 3 变参数鲁棒 H<sub>a</sub>滤波器设计

#### 3.1 滤波器性能指标分析

针对上述涡扇发动机 LPV 模型(1),给定类似卡 尔曼滤波器形式的变参数鲁棒滤波器,即

$$\begin{cases} \dot{x} = A(\rho)\hat{x} + B_{1}w + B_{2}(\rho)u + K(\rho) [\gamma - C_{2}(\rho)\hat{x} - D_{22}(\rho)u] \\ \hat{z} = C_{1}(\rho)\hat{x} + D_{12}(\rho)u \\ \hat{x}(0) = 0 \end{cases}$$
(3)

式中 $\hat{x}$ 为变参数鲁棒滤波器状态向量; $\hat{x}(0)$ 为滤 波器状态初值; $K(\rho)$ 为依赖于时变调度参数 $\rho$ 的滤 波器增益矩阵; $\hat{z}$ 为滤波器输出向量,即发动机性能参 数估计值。

令 $x_e = x - \hat{x}$ 为滤波器状态误差向量, $x_e(0)$ 为状态误差初值; 令 $z_e = z - \hat{z}$ 为滤波器性能参数估计误差向量,则变参数鲁棒滤波器的误差动态方程为

 $\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_{e} &= \left[ \mathbf{A}(\boldsymbol{\rho}) - \mathbf{K}(\boldsymbol{\rho}) \mathbf{C}_{2}(\boldsymbol{\rho}) \right] \mathbf{x}_{e} + \left[ \mathbf{B}_{1} - \mathbf{K}(\boldsymbol{\rho}) \mathbf{D}_{21}(\boldsymbol{\rho}) \right] \mathbf{w} \\ z_{e} &= \mathbf{C}_{1}(\boldsymbol{\rho}) \mathbf{x}_{e} \\ \mathbf{x}_{e}(0) &= 0 \end{aligned}$ 

从系统干扰 w 到滤波参数估计误差 z<sub>e</sub>的传递函数矩阵可表示为

$$G_{z_{z^{w}}}(s) = \begin{bmatrix} \widehat{A} (\rho) & \widehat{B} (\rho) \\ \widehat{C} (\rho) & \widehat{D} (\rho) \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} A(\rho) - K(\rho)C_{2}(\rho) & B_{1} - K(\rho)D_{21}(\rho) \\ C_{1}(\rho) & 0 \end{bmatrix}$$
(5)

本文变参数鲁棒 $H_x$ 滤波器设计问题为:对于给定 常数 $\gamma > 0$ ,设计鲁棒滤波器(3),使得滤波误差动态 系统(4)渐近稳定,且从系统干扰w到滤波参数估计 误差 $z_e$ 的传递函数满足 $H_x$ 性能指标 $\|G_{z_w}(s)\| < \gamma_o$ 

# 3.2 基于参数依赖 Lyapunov 函数的滤波系统稳定 性分析

针对滤波误差动态系统(4),在Lyapunov稳定性 理论和有界实引理的基础上,现引入如下形式的仿 射参数依赖Lyapunov函数

$$V(\boldsymbol{x},\boldsymbol{\rho}) = \boldsymbol{x}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{P}(\boldsymbol{\rho}) \boldsymbol{x}$$
(6)

式中 $P(\rho)$ 为具有式(2)形式的仿射参数依赖Lyapunov矩阵,则针对上述LPV系统(4)的稳定性和 $H_x$ 性能指标分析问题有如下定理:

定理  $1^{[18]}$ :对于给定正实数 $\gamma$ ,系统(4)鲁棒稳定, 且系统  $H_{*}$ 性能指标小于 $\gamma$ 的充分条件是:在整个参 数轨迹上  $\forall (\rho, \dot{\rho}) \in \Theta \times \Phi$ ,当且仅当存在对称正定 矩阵  $P(\rho) > 0满足下列 LMI$ 

$$\begin{bmatrix} P(\boldsymbol{\rho}) \ \hat{A} \ (\boldsymbol{\rho})^{\mathrm{T}} + \hat{A} \ (\boldsymbol{\rho}) P(\boldsymbol{\rho}) + \dot{P}(\boldsymbol{\rho}) & \hat{B} \ (\boldsymbol{\rho}) & P(\boldsymbol{\rho}) \ \hat{C} \ (\boldsymbol{\rho})^{\mathrm{T}} \\ & * & -\gamma I & \hat{D} \ (\boldsymbol{\rho})^{\mathrm{T}} \\ & * & * & -\gamma I \end{bmatrix} < 0$$

$$(7)$$

式中\*表示由矩阵对称性所得矩阵块。

式中,由于存在  $P(\rho)$ 和  $K(\rho)$ 两个未知矩阵变量,并且以非线性的形式出现,根据文献[19],引入式(2)形式的仿射参数依赖替换变量  $X(\rho) = P^{-1}(\rho)$ ,  $Y(\rho) = K(\rho)X(\rho)$ 将其转化为LMI。此外,由于系统矩阵与 Lyapunov矩阵耦合乘积项和导数项的存在,上述 LPV 系统性能分析问题转换为参数依赖 LMI约束下的非凸优化问题,导致全局分析结果求解困难。因而,本文采用凸多胞技术,将系统全局性能分析问题转化为所构造多胞顶点上常规 LMI约束下的凸优化问题,上述仿射 LPV 系统转化为多胞系统过程为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \hat{L}_{I} \\ \hat{L}_{2} \\ \hat{L}_{3} \\ \vdots \\ \hat{L}_{m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \underline{\rho}_{1} & \underline{\rho}_{2} & \cdots & \underline{\rho}_{n-1} & \underline{\rho}_{n} \\ 1 & \underline{\rho}_{1} & \underline{\rho}_{2} & \cdots & \underline{\rho}_{n-1} & \overline{\rho}_{n} \\ 1 & \underline{\rho}_{1} & \underline{\rho}_{2} & \cdots & \overline{\rho}_{n-1} & \underline{\rho}_{n} \\ \vdots & & & & \\ 1 & \overline{\rho}_{1} & \overline{\rho}_{2} & \cdots & \overline{\rho}_{n-1} & \overline{\rho}_{n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_{0} \\ L_{1} \\ \vdots \\ L_{n} \end{bmatrix} \\ L(\boldsymbol{\rho}) = L_{0} + \rho_{1}L_{1} + \cdots + \rho_{n}L_{n} = \\ Co \{ \hat{L}_{I}, \hat{L}_{2}, \cdots, \hat{L}_{m} \} = \\ \{ \sum_{i=1}^{m} \alpha_{i} \hat{L}_{i} : \alpha_{i} \ge 0, \sum_{i=1}^{m} \alpha_{i} = 1 \} \end{cases}$$
(8)

式中 $m = 2^{n}$ 。各凸胞顶点分解系数 $\alpha_{i}$ 基于变参数 $\rho$ 的几何距离调度策略进行求解,参见文献[20]。 对仿射参数依赖替换变量 $X(\rho)$ 求导

$$\dot{X}(\boldsymbol{\rho}) = \dot{\rho}_{1}X_{1} + \dots + \dot{\rho}_{n}X_{n} = 
Co \left\{ \tilde{X}_{1}, \tilde{X}_{2}, \dots, \tilde{X}_{m} \right\} = 
\left\{ \sum_{i=1}^{m} \beta_{i}\tilde{X}_{i}; \beta_{i} \ge 0, \sum_{i=1}^{m} \beta_{i} = 1 \right\}$$
(9)

进而,通过上述变换可得如下凸优化问题: min γ

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^{m} \sum_{k=1}^{m} \alpha_{i}^{2} \beta_{k} \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \boldsymbol{\Xi}_{ii} + \tilde{\boldsymbol{X}}_{k} & \boldsymbol{B}_{1} & \frac{1}{2} \boldsymbol{\Psi}_{ii} \\ \boldsymbol{B}_{1}^{\mathrm{T}} & -\gamma \boldsymbol{I} & \boldsymbol{D}_{11}^{\mathrm{T}} \\ \frac{1}{2} \boldsymbol{\Psi}_{ii}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{D}_{11} & -\gamma \boldsymbol{I} \end{bmatrix} + \\ 2 \sum_{i=1}^{m-1} \sum_{j=i+1}^{m} \sum_{k=1}^{m} \alpha_{i} \alpha_{j} \beta_{k} \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \boldsymbol{\Xi}_{ij} + \tilde{\boldsymbol{X}}_{k} & \boldsymbol{B}_{1} & \frac{1}{2} \boldsymbol{\Psi}_{ij} \\ \boldsymbol{B}_{1}^{\mathrm{T}} & -\gamma \boldsymbol{I} & \boldsymbol{D}_{11}^{\mathrm{T}} \\ \frac{1}{2} \boldsymbol{\Psi}_{ij}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{D}_{11} & -\gamma \boldsymbol{I} \end{bmatrix} < 0 \\ \\ \sum_{i=1}^{m} \alpha_{i} \hat{\boldsymbol{X}}_{i} > 0 \end{cases}$$
(10)

式

$$\boldsymbol{\Xi}_{ij} = \hat{A}_i \hat{X}_j + \hat{A}_j \hat{X}_i + \hat{X}_i \hat{A}_j^{\mathrm{T}} + \hat{X}_j \hat{A}_i^{\mathrm{T}} + \hat{B}_{2i} \hat{Y}_j + \hat{B}_{2j} \hat{Y}_i + \hat{Y}_i^{\mathrm{T}} \hat{B}_{2j}^{\mathrm{T}} + \hat{Y}_i^{\mathrm{T}} \hat{B}_{2j}^{\mathrm{T}} + \hat{Y}_i^{\mathrm{T}} \hat{B}_{2j}^{\mathrm{T}} + \hat{Y}_i^{\mathrm{T}} \hat{B}_{2j}^{\mathrm{T}} + \hat{Y}_i^{\mathrm{T}} \hat{D}_{12i}^{\mathrm{T}} + \hat{Y}_i^{\mathrm{T}} \hat{D}_{12i}^{\mathrm{T}}$$

综上所述,针对上述发动机仿射 LPV 模型(1)设 计变参数鲁棒滤波器(3),使得滤波误差动态系统 (4)鲁棒渐进稳定且具有  $H_x$ 性能指标  $\gamma$  的滤波器设 计问题,转化为一个关于矩阵变量  $\hat{X}_i, \hat{Y}_i \rightarrow \tilde{X}_k$ 的 LMI 约束和线性目标函数的凸优化问题(10),故可以应 用 LMI工具箱中的求解器 Minex 来求解该优化问题, 进而设计变参数鲁棒滤波器

$$\boldsymbol{K}(\boldsymbol{\rho}) = \left(\sum_{i=1}^{m} \alpha_i \hat{\boldsymbol{Y}}_i\right) \left(\sum_{i=1}^{m} \alpha_i \hat{\boldsymbol{X}}_i\right)^{-1}$$
(11)

#### 3.3 滤波器设计

针对飞行包线内不同的高度、马赫数组合,在 给定发动机仿射 LPV 模型(1)的基础上,假定调度 参数满足  $H \in [0~20], \dot{H} \in [-0.4~0.4], Ma \in [0~2],$  $\dot{M}a \in [-1.5~1.5], n_{L} \in [0.84~0.98], \dot{n}_{L} \in [-0.5~0.5],$ 设计变参数鲁棒滤波器(3),进而可得以高度 H,马赫 数 Ma,低压转子转速  $n_{L}$ 为调度变量的滤波器增益矩 阵  $K(H, Ma, n_{L})$ 。限于篇幅,本文未详细给出  $\hat{Y}_{1}, \dots, \hat{Y}_{8}$ 和 $\hat{X}_{1}, \dots, \hat{X}_{8}$ 计算结果,现以飞行条件:H =15km,  $Ma = 1.2, n_{L} = 0.93$ 为仿真算例进行说明,解得  $\gamma = 1.2 \times 10^{-8} < 1$ ,滤波误差动态系统(4)满足全局 范围稳定要求。根据(11),该条件下仿射参数依赖 替换变量  $X(\rho), Y(\rho)$ 分别为

$$K(H,Ma,n_{\rm L}) = \begin{bmatrix} -0.7650 & 0.0865\\ 0.0850 & -0.3541 \end{bmatrix}$$

## 4 仿真分析与验证

中

以双转子、双涵道混合排气式涡扇发动机为仿 真研究对象,在慢车以上飞行包线范围内,利用不同 飞行条件下的发动机非线性部件级数学模型作 2% 燃油流量阶跃,并将其动态响应作为滤波器输入,选 用可测参数:高压转子转速  $\Delta n_{\rm H}$ 和低压转子转速  $\Delta n_{\rm L}$ 的相对变化量估计当前发动机性能参数:净推力  $\Delta F_{\rm m}$ 的相对变化量。

仿真过程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<sub>1</sub>中,对状态变量高、低压 转子转速引入如图 3 所示的 5% 幅值的随机噪声干 扰,与可测输出相对应的测量噪声 w<sub>2</sub>,引入如图 4 所 示的信噪比为(40,40)的噪声。限于篇幅,本文随机 给出了 5 种飞行条件下变参数鲁棒滤波器的仿真结 果,依次为 H=0km, Ma=0, n<sub>L</sub>=0.90; H=0km, Ma=0,



 $n_{\rm L} = 0.96, H = 5 \text{km}, Ma = 0.8, n_{\rm L} = 0.90; H = 5 \text{km}, Ma = 0.85, n_{\rm L} = 0.93; H = 10 \text{km}, Ma = 1.2, n_{\rm L} = 0.90$ 。由于缺少实际飞行数据,测量参数通过发动机非线性模型

计算得到并将其作为实际参考值。图 5 和图 6(a)分 别给出了上述 5 种飞行条件下变参数鲁棒滤波器的 推力参数估计值(蓝色实线)与实际参考值(红色虚 线)的对比,并在图 6 中给出了本文设计的滤波器与 扩展卡尔曼滤波器分别在飞行条件:H = 5km,Ma = $0.85, n_L = 0.93 与 H = 15$ km, $Ma = 1.5, n_L = 0.92$ 下的 滤波效果对比。图 7 给出了上述 5 种飞行条件下变 参数鲁棒滤波器的推力参数估计误差的均方根值 (*RMS*)分布及误差浮动范围。

上述仿真结果表明,在较大的飞行包线内,本文 设计的变参数鲁棒滤波器能够较好地利用发动机 高、低压转子转速两个可测参数估计发动机净推力 这一不可测性能参数,同时对发动机不可测性能参 数具有较好的滤波性能及跟踪精度,变参数鲁棒滤 波器能够在1s内跟踪上发动机不可测参数的实际稳 态值, $\Delta F_a$ 的稳态估计误差不大于0.1%, $\Delta F_a$ 的相对估 计误差不大于2.5%。在较大的建模噪声和测量噪声 干扰下,与标准卡尔曼滤波器相比,本文设计的滤波 器具有良好的抗干扰性能和较强的噪声抑制效果。











Fig. 7  $\Delta F_n$  estimation errors and standard deviations

#### 5 结 论

本文针对涡扇发动机存在建模误差及测量噪声 干扰条件下的性能参数估计问题,研究了基于 LPV 模型的变参数鲁棒 H<sub>\*</sub>滤波器设计方法,并以双转子、 双涵道混合排气式涡扇发动机为研究对象,进行了 仿真验证,得到以下结论:

(1)存在复杂建模噪声和测量噪声干扰情况下, 与扩展卡尔曼滤波器相比,本文设计的变参数鲁棒  $H_{*}滤波器具有良好的滤波跟踪效果和抗干扰性能,$  $<math>\Delta F_{n}$ 的稳态估计误差不大于 $0.1\%, \Delta F_{n}$ 的相对估计误 差不大于2.5%。

(2)在较大飞行包线内,变参数鲁棒 H<sub>\*</sub>滤波器可 精确估计发动机推力这一不可测性能参数,动态跟 踪时间不大于 1s,可保证滤波系统在整个参数轨迹 上的稳定性和鲁棒性,对实现发动机直接性能控制, 充分发挥发动机性能优势具有重要意义。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

#### 参考文献

- [1] 樊思齐.航空发动机控制[M].西安:西北工业大学大学出版社,2008.
- [2] 聂聆聪,李 岩,戴冬红,等.涡轮冲压组合发动机模态转换多变量控制研究[J].推进技术,2017,38(5): 968-974. (NIE Ling-cong, LI Yan, DAI Dong-hong, et al. Study on Mode Transition Multi-Variable Control for Turbine-Based Combined Cycle Engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(5):968-974.)
- [3] 侯营东,戴冬红,姜渭宇.基于 EKF 的涡轮冲压组合 发动机跟踪滤波器设计[J].燃气涡轮试验与研究, 2013,26(6):57-60.
- [4] 胡 宇,张世英,罗 雷,等.基于自适应容积卡尔 曼滤波方法的涡扇发动机气路部件故障诊断[J].航 空动力学报,2016,31(5):1260-1267.
- [5] Sato Masayuki. Gain-Scheduled H<sub>x</sub> Filters Using Inexactly Measured Scheduling Parameters [C]. Baltimore: American Control Conference(ACC), 2010.
- [6] Lacerda Márcio J, Ricardo CLF Oliveira, Pedro LD

Peres.  $H_{\infty}$  Parameter-Dependent Filter Design for Arbitrarily Time-Varying LPV Systems [C]. Milano: The International Federation of Automatic Control(IFAC), 2011.

- [7] Xu He, Zhao Jun. Parameter-Dependent H<sub>x</sub> Filter Design for LPV Systems and an Autopilot Application [J]. Applied Mathematics and Computation, 2012, 218(9): 5508-5517.
- [8] Sato M. Filter Design for LPV Systems Using Quadratically Parameter-Dependent Lyapunov Functions [J]. Automatica, 2006, 42(11): 2017-2023.
- [9] Lacerda M J, Oliveira R C L F, Peres P L D. H<sub>∞</sub> Parameter-Dependent Filter Design for Arbitrarily Time-Varying LPV Systems[C]. Milano: The 18th IFAC Word Congress, 2011.
- [10] Sadeghzadeh A. Gain-Scheduled Filtering for Linear Parameter-Varying Systems Using Inexact Scheduling Parameters with Bounded Variation Rates [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2016, 26 (13): 2864-2879.
- [11] Zhang J, Xia Y, Shi P. Parameter-Dependent Robust H<sub>x</sub>
   Filtering for Uncertain Discrete-Time Systems [J]. Automatica, 2009, 45(2): 560-565.
- Yang S, Yang G, Li Y, et al. Robust H<sub>x</sub> Filtering for a Spacecraft Attitude Determination System with Affine LPV Approach [J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 55: 158-169.
- [13] LU Bei, WU Fen. Switching LPV Control Designs Using Multiple Parameter-Dependent Lyapunov Functions [J]. Automatica, 2004, 40(11): 1973-1980.
- [14] 韩小宝, 王仲生. 航空发动机鲁棒线性变参数滤波器设计[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 209-212. (HAN Xiao-bao, WANG Zhong-sheng. Study of Robust Linear Parameter Varying Filter Design for Aeroengines [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(2): 209-212.)
- [15] 韩小宝, 王仲生. 涡扇发动机早期退化性能的线性变 参数估计[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 98-103.
- [16] 李述清,张胜修,刘毅男,等.基于LPV模型的航空 发动机控制器 Kalman 滤波器设计[J].航空发动机, 2011,37(1):24-27.
- [17] Richter H. Advanced Control of Turbofan Engines [M]. New York: Springer Science & Business Media, 2011.
- [18] Gahinet P, Apkarian P, Chilali M. Affine Parameter-Dependent Lyapunov Functions and Real Parameter Uncertainty [J]. IEEE Transaction on Automatic Control, 1996, 41(3): 436-442.
- [19] 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.
- [20] Apkarian P, Gahinet P, Becker G. Self-Scheduled H<sub>x</sub>
   Control of Linear Parameter-Varying Systems: A Design Example [J]. Automatica, 1995, 31(9): 1251-1261.

(编辑:朱立影)