

航空发动机健康参数的卡尔曼滤波估计方法分析

杨振兴, 黄金泉, 鲁 峰

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 针对航空发动机气路部件健康参数估计问题,研究了基于线性和非线性模型的卡尔曼滤波估计方法。通过对气路部件渐变故障的仿真,比较了卡尔曼滤波(KF)、扩展卡尔曼滤波(EKF)、无味卡尔曼滤波(UKF)三种方法对健康参数的估计效果,对EKF在常增益条件下的仿真用时与估计结果进行了研究。结果表明,EKF可根据需要求取卡尔曼增益,能在较少计算量下得到较好的估计结果,是一种实用的非线性参数估计方法。

关键词: 航空发动机;健康管理;气路故障;参数估计;非线性模型;卡尔曼滤波

中图分类号: V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620 (2012) S0-0041-03

Kalman Filter for Aero-Engine Health Parameter Estimation Analysis

YANG Zhen-xing, HUANG Jin-quan, LU Feng

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: For health parameters estimation of aero-engine gas path components, we studied Kalman filter estimation methods which based on linear and nonlinear Kalman filter (KF). Through simulation of gradual faults of gas path components, the estimation results of KF, extended Kalman filter (EKF), and unscented Kalman filter (UKF) were compared. The simulation time and estimation results of EKF on the condition of constant gain were studied. Results show that EKF can obtain Kalman gain according to demand and get better estimation results with lower cost. EKF is a practical nonlinear parameter estimation method.

Key words: aero-engine; health management; gas path fault; parameter estimation; non-linear model; Kalman filter

1 引言

健康管理系统是实现发动机从传统定期维修向视情维修转变的关键技术,已成为国内外研究热点。发动机性能参数估计技术作为健康管理的重要内容,为评估发动机健康状况信息、制定维修计划提供了重要依据。当前发动机气路部件故障诊断技术主要为:基于模型的诊断技术、基于数据驱动的诊断技术和基于知识的诊断技术。其中基于模型的诊断技术由于可估计发动机健康参数,并通过诊断逻辑实现故障的隔离和预测,已应用于发动机健康管理中^[1]。

基于模型的性能参数估计中,卡尔曼滤波(KF)

估计方法得到了广大学者和研究人员的重视。卡尔曼滤波是线性系统在过程噪声和观测噪声服从高斯分布下的最优估计^[2]。对非线性系统,扩展卡尔曼滤波(EKF)由于其算法简单、具有鲁棒性等优点而得到广泛应用^[3],但当模型表现为强非线性时,其高阶误差不能被忽略,估计误差增大甚至发散。为此,Julier等^[4]提出了无味卡尔曼滤波(UKF)。该方法使用无味变换实现非线性变换,不仅避免了对非线性对象的线性化等近似、滤波发散等问题,而且比扩展卡尔曼滤波器具有更高的估计精度。在实际工程中,扩展卡尔曼、无味卡尔曼滤波方法由于需要多次调用非线性模型进行参数估计,计算时间较长,实时

收稿日期: 2012-01-17; 修回日期: 2012-05-07

作者简介: 杨振兴(1986-),男,河南安阳人,硕士研究生,研究领域为航空发动机故障诊断。

性差。为此,Kobayashi等^[5]研究了常增益扩展卡尔曼滤波(CGEKF),该方法虽然估计精度略低,但大大减少了计算时间。

本文研究了线性、非线性卡尔曼滤波器在发动机健康参数估计方面的应用,并以某型民用涡扇发动机为对象,进行了部件渐变故障仿真,给出了估计结果和仿真用时。

2 发动机模型

本文所用发动机非线性部件级模型,是用一组非线性气动热力学方程描述发动机对象,利用流量连续、功率平衡及转子动力学方程建立发动机共同工作方程,实现对发动机的稳态、动态仿真^[6]。某双轴涡扇发动机在稳态工作点附近的蜕化模型为^[7]:

$$\begin{aligned}\Delta x_{k+1} &= f(\Delta x_k, \Delta u_k) + w_k \\ \Delta y_k &= H(\Delta x_k, \Delta u_k) + v_k\end{aligned}\quad (1)$$

式中:控制变量 $\Delta u = [\Delta wf, \Delta VSV, \Delta VBV]^T$, wf 为发动机主燃油量, VBV 为可调放气活门, VSV 为可调静子导叶。 x 为反映发动机工作状态的变量,包括高低压转子转速和反映部件效率、流量的健康参数。本文选取的健康参数有高压气机效率和流量的蜕化量、高压涡轮效率和流量的蜕化量,因此可得到 $\Delta x = [\Delta N_l, \Delta N_h, \Delta \eta_{hpc}, \Delta W_{hpc}, \Delta \eta_{hpt}, \Delta W_{hpt}]^T$ 。输出参数 $\Delta y_k = [\Delta N_l, \Delta N_h, \Delta T_{25}, \Delta P_3, \Delta T_3, \Delta T_{49.5}]^T$, 分别为低压转子转速、高压转子转速、高压压气机进口温度、高压压气机出口压力、高压压气机出口温度、低压涡轮二导出口温度的变化量。 w_k, v_k 为互不相关高斯白噪声,其协方差矩阵分别为 Q 和 R 。 $f(\cdot), H(\cdot)$ 表示发动机工作过程的非线性函数。发动机运行过程中,由于腐蚀、积垢或吸入外物等因素,都会导致发动机气路部件性能下降,并表现为健康参数的缓慢或突然变化。

3 基于卡尔曼滤波器的参数估计

卡尔曼滤波器是典型的最小方差估计方法,它利用状态的估计值和实际测量值的偏差,对状态不断更新,使更新后的状态变量值的误差方差最小。基于卡尔曼滤波器的发动机健康参数估计结构如图1所示。

3.1 线性卡尔曼滤波器

对发动机非线性方程(1),在某一稳态工作点进行线性化^[2]:

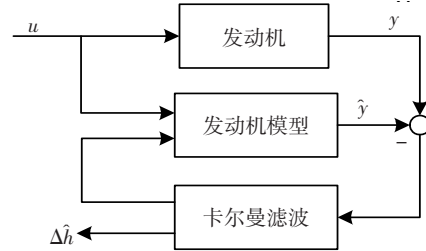


图1 基于卡尔曼滤波器的发动机健康参数估计结构

Fig.1 Aero-engine performance parameters estimated based on Kalman filter

$$\begin{aligned}\Delta x_{k+1} &= A\Delta x_k + B\Delta u_k + w_k \\ \Delta y_k &= C\Delta x_k + D\Delta u_k + v_k\end{aligned}\quad (2)$$

式中: $A = \frac{\partial f}{\partial x}, B = \frac{\partial f}{\partial u}, C = \frac{\partial H}{\partial x}, D = \frac{\partial H}{\partial u}$ 。

其相应的卡尔曼滤波器方程为:

$$\begin{aligned}\Delta \hat{x}_{k,k-1} &= A\Delta \hat{x}_{k-1} + B\Delta u_{k-1} \\ P_{k,k-1} &= AP_{k-1}A^T + Q \\ K_k &= P_{k,k-1}C^T(CP_{k,k-1}C^T + R)^{-1} \\ \Delta \hat{y}_k &= C\Delta \hat{x}_{k,k-1} + D\Delta u_k \\ \Delta \hat{x}_k &= \Delta \hat{x}_{k,k-1} + K_k(\Delta y_k - \Delta \hat{y}_k) \\ P_k &= (I - K_kC)P_{k,k-1}\end{aligned}\quad (3)$$

式中: \hat{x} 为状态估计量, \hat{y} 为模型预测输出量, K_k 为卡尔曼增益, $P_{k,k-1}, P_k$ 分别为先验估计和后验估计误差协方差矩阵。

3.2 扩展卡尔曼滤波器

扩展卡尔曼滤波器利用泰勒级数将过程方程和测量方程在该状态点展开,用该点的雅可比矩阵求取卡尔曼增益,然后再利用卡尔曼滤波的方法进行估计^[3]。方程(1)的扩展卡尔曼滤波过程为:

$$\begin{aligned}\Delta \hat{x}_{k,k-1} &= f(\Delta x_{k-1}, \Delta u_{k-1}) \\ \Delta \hat{x}_k &= \Delta \hat{x}_{k,k-1} + K_k(\Delta y_k - H(\Delta \hat{x}_{k,k-1}, \Delta u_k))\end{aligned}\quad (4)$$

式中: K_k 的求取过程与方程(3)同,且 A, C 矩阵为动态求得, $A = \frac{\partial f(\Delta \hat{x}_{k-1}, \Delta u_{k-1})}{\partial \Delta x}, C = \frac{\partial H(\Delta \hat{x}_{k,k-1}, \Delta u_k)}{\partial \Delta x}$ 。

3.3 无味卡尔曼滤波器

无味卡尔曼滤波器是基于无味变换的非线性卡尔曼滤波器,通过构造一组确定的加权样本点,对待估计参数进行近似,避免了对非线性模型的线性化建模及雅可比矩阵计算,可直接应用于非线性状态估计^[4]。方程(1)的无味卡尔曼滤波算法具体步骤可参考文献[7]。

4 仿真实例

民用航空发动机约有90%的时间工作于巡航状

态,本文主要针对该状态发动机发生的渐变故障进行仿真研究,并对高压压气机效率蜕化4%、高压涡轮效率蜕化2%时三种方法的估计结果进行比较。其中系统过程噪声和测量参数噪声均为 0.002^2 。

对于卡尔曼滤波估计方法,若滤波过程收敛且 Q 、 R 为常值,经一定次数迭代后卡尔曼增益趋于定值,即稳态卡尔曼增益 K 。由方程(4)可知,在扩展卡尔曼滤波过程中,除需要调用非线性模型对状态进行估计外,还需要动态计算 K_k 。 K_k 的计算过程首先要对方程(1)在发动机工作点进行线性化,然后根据滤波迭代过程求出,整个计算过程需多次调用非线性模型,计算量大。考虑到发动机健康参数一般蜕

化较慢,文中又对 K_k 采用常值进行了研究。仿真结果如图2和表1所示。表中,估计误差定义为仿真过程中健康参数误差的均方和,模型调用次数为一次预测过程中估计方法对非线性模型的调用次数。

由图2和表1可知,KF的估计误差最大,UKF的估计误差最小。对于KF,在建立线性化模型时,系数矩阵元素由单个性参数扰动得到,没有考虑多个参数的耦合,故线性模型对多健康参数蜕化的估计效果较差。对于EKF与UKF,在相同收敛精度设置条件下,UKF由于可达到二阶精度,故估计结果更好,不过两者差距较小。这是因为发动机模型虽为非线性系统,但EKF滤波过程中高阶误差较小,对滤波效果影响较小。EKF动态求取 A 、 C 矩阵,故其估计结果比CGEKF的好。

在仿真用时与模型调用次数方面,KF不需要调用非线性模型,用时最短。CGEKF调用模型次数最少,故用时较少。UKF调用模型次数最多,用时最长。在EKF滤波过程中, A 、 C 矩阵求取时选取的扰动量大小也会影响到仿真用时,本文中选取的扰动量为1%。

5 结论

本文使用卡尔曼滤波器对航空发动机健康参数的估计问题进行了仿真和比较研究,结果表明,扩展卡尔曼滤波虽然计算用时较长,但由于其可根据模型特点灵活选择增益更新周期与求取方法,如常增益扩展卡尔曼滤波,可在较少计算量下获得较好的估计结果,因此该方法是一种较为实用的非线性参数估计方法。

参考文献:

- [1] 李一波,张光明,蒋丽英. 航空发动机气路故障诊断技术研究现状[J]. 燃气轮机技术,2009,22(3):10—15.
- [2] Lambert H H. A Simulation Study of Turbofan Engine Deterioration Estimation Using Kalman Filtering Techniques [R]. NASA-TM-104233, 1991.
- [3] Quine B, Uhlmann J, Durrant-Whyte H. Implicit Jacobians for Linearised State Estimation in Nonlinear Systems [C]//. Proceedings of the 1995 American Control Conference. IEEE Press, 1995.
- [4] Julier S, Uhlmann J K. A New Method for the Nonlinear Transformation of Means and Covariances in Filters and Estimators[J]. IEEE Trans A C, 2000,45(3):477—482.

(下转第16页)

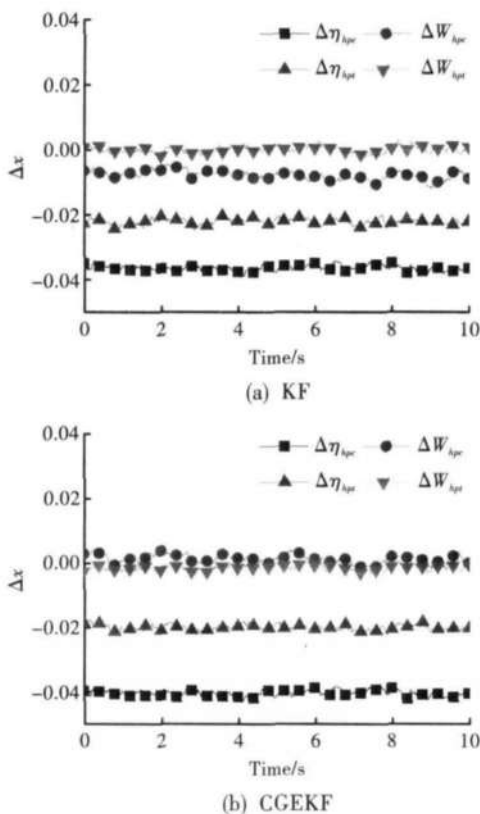


图2 高压压气机效率下降4%、高压涡轮效率下降2%时的仿真结果

Fig.2 The simulation results when high pressure compressor efficiency degrade by 4%, and high pressure turbine efficiency degrade by 2%

表1 仿真误差与用时

Table 1 Simulation error and time

	KF	EKF	CGEKF	UKF
估计误差	0.067 2	0.029 7	0.029 9	0.029 1
仿真用时/s	0.072 1	27.021 2	4.706 0	40.291 6
模型调用次数	0	9	1	16

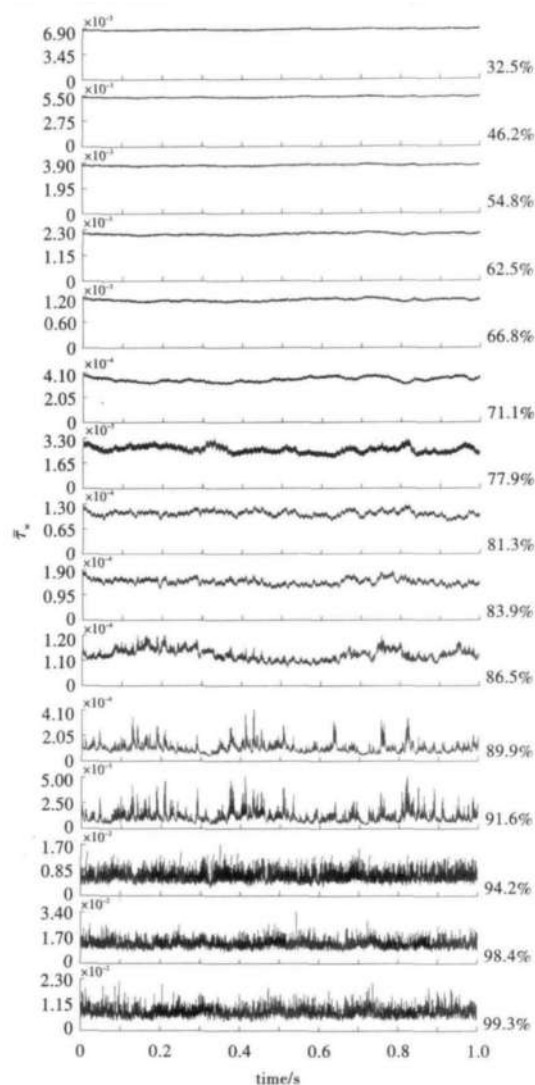


图10 不同弧长下的表面热膜原始信号分布

Fig.10 The distribution of the hot-film original signal along the non-dimensional arc length

值才有意义。

利用本文发展的表面热膜测试技术使用方法,对某一负荷分布下平板表面的边界层发展进行了测量。结果显示,表面热膜所测准剪切力的相对变化趋势很好地体现了边界层的状态变化过程,并且有效地捕捉到边界层转捩的主要信息。这说明虽然表面热膜测试技术有一定的不确定性,但仍能反映边界层发展的主要过程,表明了表面热膜测试技术的

有效性和可靠性。

参考文献:

- [1] Anderson B T, Meyer R R, Chiest H R. Techniques Used in the F-14 Variable-Sweep Transition Flight Experiment [J]. AIAA Journal of Aircraft, 1991, 28: 622—629.
- [2] Zhang X F. Hot-Film Measurements of the Steady and Unsteady Boundary Layer Development on a Low-Pressure Turbine Airfoil[D]. Canada: Carleton University, 2002.
- [3] Howell R J. Wake-Separation Bubble Interactions in Low Reynolds Number Turbomachinery[D]. England: Cambridge University, 1999.
- [4] Howell R J, Ramesh O N, Hodson H P, et al. High Lift and Aft Loaded Profiles for Low Pressure Turbines[R]. ASME 2000-GT-261, 2000.
- [5] Ottavy X, Vilmin S, Hodson H, et al. The Effects of Wake-Passing Unsteadiness Over a Highly Loaded Compressor-Like Flat Plate [J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126 (1): 13—23.
- [6] Stieger R D. The Effects of Wakes on Separating Boundary Layers in Low Pressure Turbines[D]. England: Cambridge University, 2002.
- [7] 张佩林,王铁城,吴志成,等. 热膜法测量壁面剪切应力的原理和B-1型热膜的初步试验[J]. 南京航空学院学报, 1982, 27(2): 95—104.
- [8] 王铁城. 应用表面热膜测定 NACA0012 翼型边界层转捩区的实验研究[J]. 航空学报, 1984, 5(4): 401—405.
- [9] 雷志军,王明杰,朱俊强. 低速压气机叶栅附面层分离的实验研究[J]. 工程热物理学报, 2008, 29(11): 1839—1843.
- [10] 李 伟,朱俊强,徐燕骥. 低压涡轮叶栅吸力面附面层流动分离及转捩的实验研究[C]//. 中国工程热物理学会学术会议论文集. 2009.
- [11] 王铁城. 表面热膜在空气动力学实验中的应用[J]. 空气动力学学报, 1984, 1: 77—84.
- [12] Funazaki K, Shiba T, Tanimitsu H. Effects of Blade Loading Distribution on Aerodynamic Performance of Ultra-High Lift LP Turbine Airfoils under the Influences of Wake Passing and Freestream Turbulence[R]. ASME GT2010-22134, 2010.

(上接第43页)

- [5] Kobayashi T, Simon D L, Litt J S. Application of a Constant Gain Extended Kalman Filter for In-Flight Estimation of Aircraft Engine Performance Parameters[R]. ASME GT2005 - 68494, 2005.

- [6] 窦建平,黄金泉,周文祥. 基于UML的航空发动机仿真建模研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 684—688.
- [7] Simon D L. A Comparison of Filtering Approaches for Aircraft Engine Health Estimation[J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(4): 276—284.