

贝叶斯假设理论检测发动机传感器故障

西北工业大学 姜大中* 王晓葵

一、传感器故障的检测

贝叶斯多重假设检验是将被检测传感器的 M 个可能状态, 作相应 M 个假设 H_i , 其先验概率分别为 $P(H_i) (i = 1, 2, \dots, M)$, 故障决策就是从给定观测量 Y , 寻求 H_j 为真, 由贝叶斯风险函数 $H_i (i = 1, 2, \dots, M, i \neq j)$ 个假设中的最小值确定最可能发生的假设 H_l 。这里风险函数 B 定义为作出错误决策的平均代价, 其数学表达式为^[1]

$$B = \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^M C_{ij} P(H_i, H_j) = \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^M C_{ij} P(D_i | H_j) P(H_j) \quad (1)$$

式中, $P(D_i | H_j)$ 是 H_j 为真而作 D_i 判 (选取 H_i) 的概率, C_{ij} 是 H_j 为真而作 D_i 判所付出的代价。贝叶斯准则就是使 B 趋于最小的准则。若将观测量 Y 分成互不重叠的 M 个子空间 T_i , 分别是各假设 H_i 所对应的判决域, 则各判断概率可用判决域表示为

$$P(D_i | H_j) = \int_{T_i} f(Y | H_j) dY \quad (2)$$

将上式代入式 (1), 简化后得

$$B = \sum_{i=1}^M C_{ii} P(H_i) + \sum_{i=1}^M \int_{T_i} \sum_{j=1, j \neq i}^M \beta_{ij} dY \quad (3)$$

式中 $\beta_{ij} = (C_{ij} - C_{ji}) P(H_j) f(Y | H_j)$, 式(3) 中第一项为固定代价, 第二项为随判决域划分而变化的代价。若观测量 Y 在某分配域中使积分值达到最小, 则 B 最小等价于 β_{ij} 和式最小, 判决准则也就转化为对应某 Y , 若 $j = l$, β_{ij} 和式最小, 就判决 H_l 假设成立。在 $C_{ij} = 1, C_{ji} = 0, P(H_i) = P(i = 1, 2, \dots, M)$ 条件下

$$\sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^M \beta_{ij} = P \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^M f(Y | H_j) = P [1 - f(Y | H_i)] \quad (4)$$

若初始状态和观测量 Y 服从高斯分布, 则

$$f(Y | H_i) = 1/2^{M/2} \{ \exp [1 - 1/2(Y - \hat{Y}_i)^T V_i^{-1} (Y - \hat{Y}_i)] \} \quad (5)$$

式中, $\hat{Y}_i$ 、 V_i 均是在假设 H_i 成立条件下, 分别为观测量 Y_i 的数学期望和观测误差 $(Y - \hat{Y}_i)$ 的协方差阵。对式 (5) 两边取对数, 忽略常数项后, β_{ij} 和式最小最终等价于使下式最小

$$\alpha = \ln |V_i| + 1/2(Y - \hat{Y}_i)^T V_i^{-1} (Y - \hat{Y}_i) \quad (6)$$

这样, 由滤波器组可求得对应各可能假设 H_i 的向量 α , 向量 α 中那个分量值最小, 就接受与之对应的假设。如 $\alpha < \alpha_l, l = 1, 2, \dots, M, l = i$, 就作 H_i 判, 实现了故障传感器的检测与

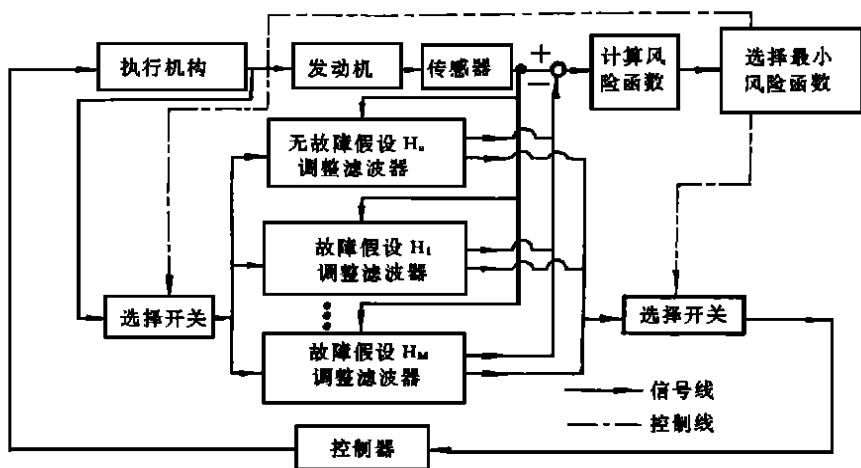


图 1 传感器故障检测和输出重构原理图

隔离。其故障检测和故障传感器输出重构原理如图 1 所示（图中实线为卡尔曼滤波残差估值曲线；虚线为贝叶斯假设检验法估值曲线）。

二、数学模型

仿真用系统模型主燃油量为控制量，压气机高、低压转速，压气机后压力及涡轮后温度为测量参数，将小偏离数学模型离散后得系统状态方程和观测方程

$$X(K+1) = \Phi(K)X(K) + G_c(K)U(K) + Y(K)W(K) \quad (7)$$

$$Y_o(K) = H(K)X(K) + J_c(K)U(K) + N(K) \quad (8)$$

式中， $W(K)$ 、 $N(K)$ 分别是零均值高斯分布、彼此独立的系统噪声和观测噪声。

传感器出现故障后，式 (9) 的变化与故障模式有关，常见故障有：传感器受外界干扰引起瞬时测量值的脉冲突变；传感器元件磨损导致输出相对于真值的严重偏离；性能衰退造成原标定比例的偏移。其数学表达式分别为

$$\Delta Y_1(K) = u_1 \delta_{K,t} ; \quad \Delta Y_2(K) = u_2 \sigma_{K,t} ; \quad \Delta Y_3(t) = K_f(K, t) Y_o(K)$$

式中 u_1 、 u_2 故障大小的未知向量， $K_f(K, t)$ 标定比例偏移对角阵， $Y_o(K)$ 正常传感器输出值， δ 、 σ 为克罗尼克和阶跃函数， K, t 为采样时刻和故障发生时间，设

$$F_s(K, t_1, t_2, t_3) = u_1 \delta_{K,t} + u_2 \sigma_{K,t} + K_f(K, t) Y_o(K)$$

则系统观测方程式 (8) 可写成

$$Y(K) = H(K)X(K) + J_c(K)U(K) + F_s(K, t) + N(K) \quad (9)$$

三、残差和故障传感器输出重构

式 (7) ~ (9) 描述系统是随机可控、可观测系统，调整卡尔曼滤波器可用下述递推方程组表示

$$P(K|K-1) = \Phi(K-1)P(K-1)\Phi^T(K-1) + Y(K-1)Q(K-1)Y^T(K-1)$$

$$K(K) = P(K|K-1)H^T(K)[H(K)P(K|K-1)H^T(K) + R(K)]^{-1}$$

$$P(K) = [I - K(K)H(K)]P(K|K-1)[I - K(K)H(K)]^T + K(K)R(K)K^T(K)$$

$$\begin{aligned}
 \hat{X}(K|K-1) &= \Phi(K-1)\hat{X}(K-1) + G_c(K-1)U(K-1) \\
 \hat{X}(K|K) &= \hat{X}(K|K-1) + K(K) [Y(K) - Y(K|K-1)] \\
 \hat{Y}(K|K-1) &= H_c(K-1)\hat{X}(K-1) + J_c(K-1)U(K-1) \\
 r(K) &= Y(K) - \hat{Y}(K|K-1)
 \end{aligned} \quad (10)$$

输入系统模型各已知系数和 P 、 X 初值, 由上述递推方程组就可不断算得风险函数式 (6) 中残差 $r(K)$ 、协方差阵 V 等统计信息及故障传感器输出重构最优估计 $\hat{Y}(K|K-1)$ 。

四、系统数字仿真

在发动机地面台架最大稳定工况下, 进行故障检测的仿真研究。设多重假设: H_0 为传感器无故障; H_1 为低压转速 (N_L) 传感器发生故障; H_2 为压气机后压力 (P_2^*) 传感器发生故障; H_3 : N_L 和 P_2^* 传感器同时发生故障。在 190 个采样周期 ($K = 0.025$ 秒) 内, 周期性地设置 N_L 或 P_2^* 传感器出现阶跃、脉冲和斜坡故障信号, 其幅值分别为 $\delta N_L = 10\%$, $\delta P_2^* = 10\%$, $\delta N_L = 1.12\% (K-t)$ 和 $\delta P_2^* = 2\% (K-t)$ 。假定故障信号下传感器的故障模式: 模式 1 为传感器无故障; 模式 2 为传感器 N_L 发生突变性或偏移故障; 模式 3 为传感器 P_2^* 发生突变性或偏移故障; 模式 4 为传感器 N_L 和 P_2^* 同时发生突变性故障。

用本法对上述四种故障模式的仿真结果是: 平均故障检测正确率不低于 97%, 且检测不正确率全部是虚警; 输出重构估值精度对于 N_L 误差不大于 $\pm 1\%$, P_2^* 不大于 0.5%。但是使用二种不同白化度对 N_L 进行检测时, 出现白化度低、误警率低、估值精度也低的异常现象, 其原因是风险函数 B 的大小最终归结于观测误差和协方差 V , 这与采样瞬时噪声幅值, 即噪声数字特征是信噪比密切相关, 仿真中低白化度噪声的 σ^2 、 V 显著小于白化度高的 σ^2 、 V , 从而提高了信噪比、使模式 2 的误警率由 4.7% 下降到 2.2%; 模式 4 的估值精度由 $\pm 1.26\%$ 提高到 $\pm 0.24\%$, 表明故障检测与估值精度和实际噪声模型有关。

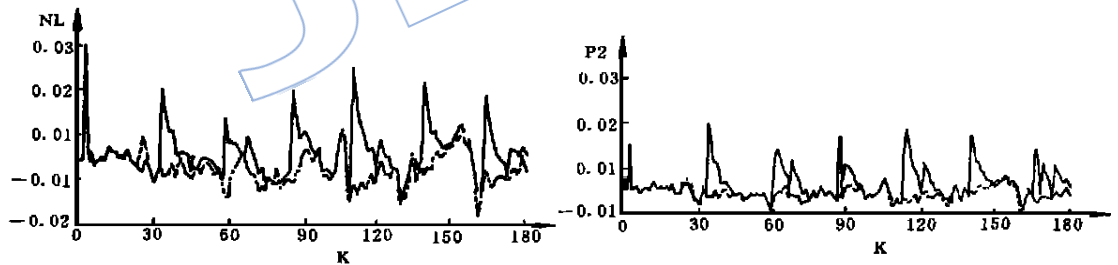


图 2 卡尔曼残差法和贝叶斯法估值曲线 (a. N_L 传感器估值曲线; b. P_2^* 传感器估值曲线)

故障传感器的检测与隔离有多种实现方法, 仿真中采用卡尔曼残差滤波和贝叶斯二种方法, 在大、中、小三种不同信噪比下进行仿真, 尽管前法报警正确率高于后者, 一般可提高 2~3%, 在小信噪比条件下最多可提高 17%, 但卡尔曼法除虚警外, 还出现故障漏警情况, 这对需要高度安全可靠运行的航空发动机是很严重的, 另一方面从图 2 中可以清楚看到贝叶斯法输出重构值精度明显高于卡尔曼法。

结论 (1) 贝叶斯检验法理论严密, 结构简单, 且具有无需确定故障检测门限的优点; (2) 故障正确检测率不低于 97%, 且不发生漏警。输出重构估值精度高, 对于 N_L 估值误差不大于 $\pm 1\%$, 对 P_2^* 估值误差不大于 0.5%; (3) 检测性能、估值精度与选用检测方法、系统模

型精度有关外,还与系统及观测噪声模型紧密相关;(4)文中提及的两种检测方法均受到故障传感器的影响,参考模型结构可弥补这一缺陷。

参 考 文 献

- [1] Wells W. R., "Detection of Sensor Failure and Output Reconstruction for Aircraft Engine Controls", AIAA 16TH, Aerospace Sciences Meeting, 1978. 6.

技术通讯

一种气动控制式防喘装置通过初步试飞

飞行试验研究院 李树人 辛晓文

防喘装置是预防导弹发射造成发动机空中停车的一种安全措施。在现代战斗机上,有无高性能的防喘装置已成为评定飞机先进性的重要指标。对防喘装置的基本要求应是不失时机地有效防喘(或退喘);对发动机和进气系统的动态扰动和性能损失要小,推力恢复要快;不因防喘装置工作而影响飞机的有利作战姿态等。

经过六年研制的气动控制式防喘装置,于1990年在飞行试验台上以发射导弹燃气模拟器为试验手段,进行了吞烟试飞。初步试飞结果表明,该防喘装置基本满足了上述要求。该装置的基本原理仍是以脉冲方式向主燃烧室供油,但在供油机构和供油途径的设计等方面具有许多新的特点。(1)脉冲供油原理,按脉冲供油的时间程序控制通往主燃油泵上某一附件的气路,造成气压脉冲并以此控制主泵的燃油调节,形成向主燃烧室脉冲供油。(2)不需专门设计和附加防喘降油执行机构,本装置充分利用了主泵燃油附件的潜力,开发出该附件具有防喘降油的新功能。(3)结构简单、体积小重量轻、维护方便、经济成本低。该装置只需在某附件的外部气路上略加改装即可,全套组件只有一个控制盒和两个电磁开关,总重大约2~3kg。(4)试飞状况及参数变化的特点:在飞行试验台上共发射5枚装药0.6kg、发烟量每秒3kg的导弹燃气模拟器。为检查该装置防喘(或退喘)和防停车效果,采取了对比试飞。高度7.2km、马赫数0.76,不接通防喘装置发动机喘振停车。高度10~11.5km/马赫数0.7,接通防喘装置发射4枚,测得发动机进口燃气温升为450~640,最大温升率为每秒6500。试飞数据表明,发动机100%进入突变型喘振,经0.35秒防喘装置投入工作(滞后0.35秒是发射线路设计延时)使喘振立即消除而未停车。防喘装置工作引起发动机参数变化是:副油路压力降为0.4~0.8MPa、低压转子转速降为4.8~10%、排气温度降为30~67,发动机工作状态恢复时间为4.5~7秒。

TRIPLE COUNTRA-ROTATING TURBINE AND ITS BASIC ANALYSIS

Cai Ruixian

(*Institute of Engineering Thermophysics*)

Wei Xinglu

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

A comprehensive basic analysis for various triple contra-rotating turbines is given with the blade element stage assumption. The appropriate independent variables and evaluation criteria of the triple contra-rotating turbine stages are first presented by analogy with the classical analysis of conventional turbine stages. Then three typical kinds of rotating blade rows are defined and all possible typical schemes of such stages are enumerated. Their characteristics of specific work and load distribution of the triple contra-rotating shafts are presented in a very simple form. The typical triple contra-rotating turbine stages suitable to the three shaft gas turbine power plants are analysed and given. From the analysis results it is concluded that the load capacity per unit engine length of the triple contra-rotating turbines can be much higher than that of the conventional turbines.

OPTIMIZATION OF MULTISTAGE AXIAL-FLOW COMPRESSOR VANE SETTING

Wang Yongming (*Gas Turbine Establishment*)

ABSTRACT

A methodology has been developed for calculating optimum stagger angles of vanes for the axial-flow compressor performance adjustment tests. The methodology uses a square Taylor series as an approximate optimization model, determines initial vane angle changements of the axial-flow compressor tests by means of the compressor performance prediction model and obtains direction and steps for vane adjustment by the digital optimization technology. This methodology has the advantages of fast convergence, less iteration and suitability for the test-data calculation with measuring errors. Compared with the existing methods it can reduce the period and times of compressor performance tests.

AEROENGINE SENSOR FAILURE DETECTION BY BAYESIAN MULTIPLE HYPOTHESIS TESTING

Jian Dazhong and Wang Xiaokui

(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

Analytical redundancy of the advanced sensor failure detection isolation and fault sensor output reconstruction obviously enhance the reliability of aircraft engine controls. The Bayesian multiple hypothesis testing is applied to detection isolation and accommodation of the hard failure. The hypothesis conditioned errors, the covariance matrices of the cost function and the optimal estimate are obtained from a bank of Kalman filters. The example using the microcomputer-based simulation indicates that the detective rate, the accuracy of output reconstruction and the detectable minimum range and so on has the advantage over the Kalman filter residual in hard failure.