

一种基于支持向量回归的发动机振动监控方法

倪世宏¹, 史忠科², 沙孟春¹

(1. 空军工程大学工程学院, 陕西西安 710038; 2. 西北工业大学空中交通管理系统研究所, 陕西西安 710072)

摘要: 基于某型飞机 FDR记录的飞行数据, 采用支持向量回归(SVR)方法, 建立了航空发动机振动的初始状态辨识模型。通过监控模型输出值与实际值之间偏差的大小, 确定发动机是否发生异常振动。根据实际的振动故障样本给出了故障监控的偏差参考门限。现有的振动故障样本验证了本方法的有效性。

关键词: 飞行数据; 航空发动机; 支持向量机; 状态监控

中图分类号: V263.6 文献标识码: A 文章编号: 1009-3516(2006)05-0001-03

对某型军机而言, 发动机振动值超标是常见的危及飞行安全的故障之一, 已导致多起空中出现“CO”(减小转速)信号、空中停车和发动机严重损坏。现有的各种发动机振动监控方法对采集的数据都有一定的要求, 例如, 数据中包含的发动机参数数量要多、采样频率和记录精度要高。而某型军机装备的 TECTEP 型飞行参数记录系统(Flight Data Recorder, FDR)记录的发动机参数数量较少、采样频率和记录精度较低。例如, TECTEP 型 FDR 只记录了 24 个发动机参数(连续量 10 个、离散量 14 个), 其中发动机振动参数(振动速度)的采样频率为 2 次/s, 记录字长为 8 bit^[1]。所以, 针对现役军机 FDR 记录的飞行数据特点, 研究适用的发动机振动监控方法显得尤为迫切。

1 监控状态确定与数据提取

发动机转速和飞机过载对振动值的影响较大, 而飞行中军用战机的发动机常常工作在不稳定状态(转速、油门处于变化状态), 且飞行状态(M 数、过载)也时刻发生变化, 所以必须选取不同架次相同状态下发动机的振动值进行监控^[2]。为此, 本文分别选择地面发动机的高转速状态(起飞加力)、低转速状态(着陆慢车)和动态过渡过程(巡航转速→最大转速)的作为研究对象, 以每台发动机前 20 个架次数据为样本, 建立发动机振动的初始状态模型, 当发动机出现异常振动时, 实际模型会严重偏离初始状态模型, 具体反映在模型的输出与实际 FDR 记录数据的偏差上。

1.1 数据提取

1.1.1 起飞、着陆阶段

某型飞机一般采用加力起飞, 所以起飞阶段提取加力稳态时的数据作为研究对象, 起飞阶段要求满足以下条件:

$$|d_{PYD}| < 1 \& F_{op} = 1 \& L_{Gf} = 1 \& V_{cbc} < 170 \quad (1)$$

对于着陆慢车阶段, 要求满足条件:

$$N_2 > 68 \& N_2 < 73 \& T_{PI} = 1 \& V_{cbc} < 170 \quad (2)$$

式(1)和式(2)中: d_{PYD} 为油门杆变化量; F_{op} 为加力接通标志; L_{Gf} 为前起落架放下标志; V_{cbc} 为飞机表速; N_2 为高压转子转速; T_{PI} 为放减速伞标志; $\&$ 表示逻辑“与”。在这 2 个过程中, 为保证发动机稳定地工作在加力状态和无迎角的慢车滑行状态, 且考虑振动稳定相对于转速稳定的滞后性, 本文在提取数据时要求在式

收稿日期: 2005-11-16

基金项目: 军队科研基金资助项目

作者简介: 倪世宏(1963-), 男, 江苏南京人, 教授, 主要从事飞机状态监控与地面数据处理。

(1)和式(2)连续10 s成立的前提下,取后5 s数据的平均值。提取的参数有:振动值 V_{ib} 、高低压转子转速 N_2 、 N_1 、高低压压气机导流叶片转角 H_{APIC} 、 B_{HA} 和喷口指示值 P_C 。

1.1.2 发动机加速阶段

为保证提取数据之前发动机确实稳定在巡航转速状态,要求加速前油门杆在巡航转速位置的稳定时间大于5 s,即连续5 s满足

$$38 < P_{YD} < 42 \& |d_{PYD}| \quad (3)$$

FDR记录的数据表明,油门杆从巡航到最大位置一般要经历3 s-5 s时间,在达到最大位置后,其它参数要经过4 s-6 s的时间才能稳定下来,所以在到达最大状态后,要求油门杆至少连续5 s满足:

$$P_{YD} > 65 \& F_{op} = 0 \quad (4)$$

式(4)中 $F_{op} = 0$ 表示加力未接通。

在同时满足式(3)和式(4)的前提下,从开始推油门的时刻起,连续提取15 s的数据。提取的参数有: V_{ib} 、 N_2 、 N_1 、 H_{APIC} 、 B_{HA} 、 P_C 。

1.2 模型辨识

起飞和着陆阶段的振动模型用如下非线性关系式来描述:

$$V_{ib} = f_1(N_1, N_2, B_{HA}, H_{APIC}, P_C) \quad (5)$$

其中 f 为某种未知的非线性函数关系。对于发动机加速阶段,振动模型可描述为

$$V_{ib_k} = f_2(N_{1k}, N_{2k}, B_{HA_k}, H_{APIC_k}, P_{Ck}) \quad (6)$$

其中 $k = 1, 2, \dots, 15$ 。

由式(5)和式(6)式描述的发动机振动模型,涵盖了地面情况下导致发动机振动异常的主要因素。

本文采用支持向量机回归方法^[3]来拟合非线性函数关系 f_1, f_2 ,取每台发动机装机后前20个架次的起飞(或着陆)数据作为训练样本,采用指数RBF核函数,方差取1,分别对每台发动机地面时3个阶段的振动模型进行辨识,可得到每台发动机的初始状态振动模型。用样本数据对模型进行回顾性检验,拟合结果的相对误差小于1%,可见模型满足监控要求^[4]。

2 基于SVM回归模型的振动监控实例

1.1和1.2节建立的振动模型,描述了发动机参数 $N_1, N_2, B_{HA}, H_{APIC}, P_C$ 与振动值 V_{ib} 之间的对应关系。在正常情况下,模型输出 \bar{V}_{ib} 与FDR实际记录的振动值 V_{ib} 之间的偏差应较小,当发动机出现异常振动时,原有的参数之间的协调关系被破坏,此时模型输出与实测数据间的偏差变大,本文即是通过监测偏差的大小来监控发动机的振动情况。

起飞、着陆阶段的偏差 E 可直接取为实测数据与模型输出之差的绝对值;加速过程的偏差 E 可取15 s内误差绝对值的平均值。下面以3个振动故障样本来验证算法的有效性。图1-图3分别为某部3台发动机不同工作阶段的振动模型输出偏差。

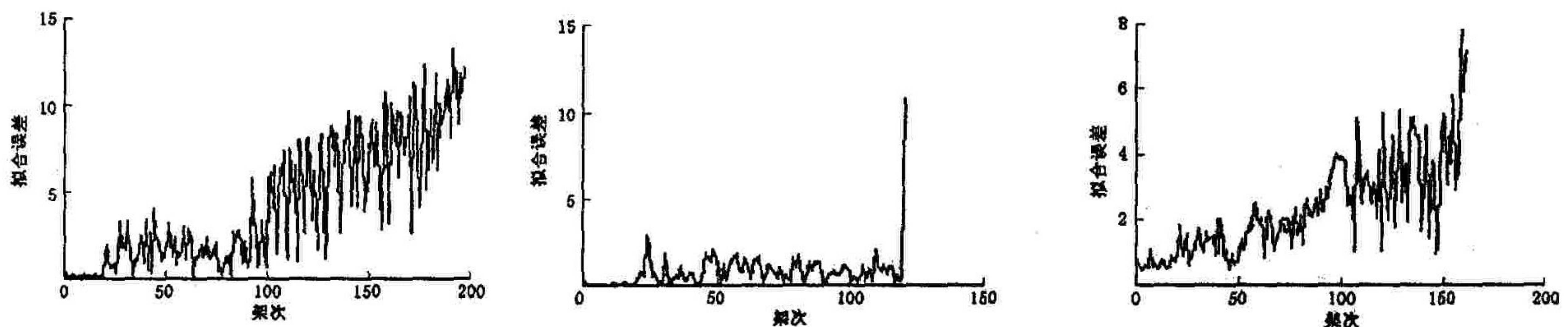


图1 36#号机右起飞阶段 V_{ib} 拟合误差 图2 05#号机右起飞阶段 V_{ib} 拟合误差 图3 34#号机右起飞阶段 V_{ib} 拟合误差

前20个架次为训练样本,所以模型输出偏差较小。图1中36#机右发在第198个架次处发现振动值临近报警门限(振动值接近50),返厂检查时发现轴承严重磨损;图2中05#机右发在第122个架次中,空中3次出现“CO”信号,提醒飞行员降低转速,随后飞行员关闭该发动机,单发着陆。事后查明“CO”信号是由于右发轴承故障引起振动值过大造成的,因右发无着陆阶段数据(已停车),所以图2为发生故障的前121个

架次的右发振动拟合误差曲线;图3中34#机在90个架次以后,加速阶段的振动值与模型输出值之间的偏差明显变大,说明发动机内部结构发生了较大的变化,随着使用时间的增长,这种变化进一步加剧,在第163个架次中,地面开车滑出时发动机轴承折断。

考察图1-图3中前80个架次的无故障样本的模型输出偏差,用“峰度、偏度法”检验可确定偏差数据近似服从 $N(\mu, \sigma^2)$ 分布,在置信概率为99.87%时,把单侧置信区间的偏差上限 $\mu + 3\sigma$ 作为偏差监控门限,起飞、着陆阶段检验样本偏差统计及监控门限见表1。

表1 各阶段检验样本偏差统计及监控门限

状态	μ	σ	$\mu + 3\sigma$
加力起飞	1.351	1.758	6.625
慢车着陆	0.920	1.476	5.348
发动机加速	1.573	1.372	5.689

依照表1中的偏差监控门限,05#机右发可以提前两个架次发现振动异常;36#机右发在100架次后应加强对发动机轴承的检查;对于34#机左发,在发生故障前4个架次(第159-第162)中,模型的输出误差均超过表1中的偏差监控门限,如能提早加强对发动机的检查,则可避免在第163架次飞行时轴承折断的故障。

3 结论

基于支持向量回归方法建立了航空发动机在地面加力起飞、慢车着陆和发动机加速三个阶段的振动辨识模型,该模型可以客观、准确地反映发动机振动与其影响因素之间的关系。基于此模型,对于现有的振动故障样本,给出了故障监控的门限值。由于故障样本有限,各状态的监控门限不一定为最优值,有待于在工程应用中进一步完善。因为任何一种振动故障都不可能所有阶段都表现出异常,所以工程中要将本文所介绍的模型综合运用,才能对各种类型的振动故障做出及时准确的预报。

参考文献:

- [1] 倪世宏. 飞参设备与维护[M]. 西安:空军工程大学工程学院,2006.
- [2] 丁凯峰,樊思齐. 基于RBF网络的航空发动机辨识模型[J]. 航空动力学报,2000,15(2):205-208.
- [3] 张学工. 关于统计学习理论与支持向量机[J]. 自动化学报,2000,26(1):32-42.
- [4] 倪世宏. 高性能飞机状态监控系统研究[D]. 西安:西北工业大学,2005.

(编辑:姚树峰)

A Monitoring Method of Aero-engine Vibration Based on the SVR

NI Shi-hong¹, SHI Zhong-ke², SHA Meng-chun¹

(1. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China; 2. The Graduate School of Air Traffic Management System, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the flight data recorded by FDR equipped on a certain aircraft, the model of inertial phase of aero-engine vibration is established by Support Vector Regression (SVR). The abnormal vibration is detected by the difference between the output of model and the real value recorded. According to real malfunction samples, a referenced criterion of malfunction monitoring is given. The existing malfunction samples proved this method to be effective.

Key words: flight data; aero-engine; SVM; condition monitoring