

基于数据的航空发动机排气温度裕度 及剩余寿命计算方法

杜方舟, 孙有朝, 郭媛媛, 王宗鹏
(南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016)

摘 要: 针对航空发动机重要监控参数排气温度裕度(EGTM)计算及预测困难的问题,根据航空工业标准实施指南,建立了一种基于数据的 EGTM 计算方法及剩余寿命预测模型。分解 EGTM 影响因素并基于修正后的相似理论对风扇转速及排气温度进行修正。对部分换算/修正公式参数的离散试验数据进行拟合,得到关系曲线。利用支持向量机器学习发动机引气系统影响因素,通过遗传算法优化支持向量机的惩罚因子及核函数参数,获得经引气系统参数修正后的 EGTM 值。利用小波变换对 EGTM 进行降噪和特征提取。运用多项式回归拟合特征参数,确定单发/平均机队 EGTM 性能衰退率,计算 EGTM 剩余寿命。该模型实现了从数据输入到剩余寿命预测的全过程计算,EGTM 计算结果与发动机厂商提供的结果对比拟合优度达 0.994。剩余寿命衰退曲线拟合效果与小波变换后 EGTM 曲线对比拟合优度达 0.98。结果可作为维修计划制定及经济成本计算的理论支撑和参考依据。

关 键 词: 排气温度裕度; 相似理论; 引气系统; 剩余寿命; 数据驱动
中图分类号: V231 **文献标志码:** A

Calculation method of aero-engine exhaust gas temperature margin and remaining life based on data

DU Fangzhou, SUN Youchao, GUO Yuanyuan, WANG Zongpeng
(College of Civil Aviation,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To solve the difficulty of calculating and predicting important monitoring parameter exhaust gas temperature margin (EGTM), an EGTM calculation method and remaining life prediction model based on data were established according to the aviation industry standard implementation guidelines. The influencing factors of EGTM were split and the fan speed and exhaust temperature based on the revised similarity theory were corrected. The discrete test data of partial conversion/correction formula parameters were fitted to obtain the relationship curve. Support vector machines were used to learn the influencing factors of the engine bleed system, and the genetic algorithm was used to optimize the penalty factors and the kernel function parameter of the support vector machine to obtain EGTM parameter corrected by the engine bleed system; again, the wavelet transform was used to reduce the

收稿日期:2020-05-14
基金项目:国家自然科学基金委员会与中国民用航空局联合基金(U1333119);
国家重大专项基础研究项目(2017-Ⅷ-0003-0114,2017-Ⅷ-0002);
国防基础科研计划(JCKY2013605B002);中央高校基本科研业务费(56XBC18206, 56XBA18201, 56XBC20018)
作者简介:杜方舟(1995—),男,硕士生,主要从事航空数据挖掘技术研究。

引用格式:杜方舟,孙有朝,郭媛媛,等. 基于数据的航空发动机排气温度裕度及剩余寿命计算方法[J]. 航空动力学报,2020,35(11):2456-2464. DU Fangzhou, SUN Youchao, GUO Yuanyuan, et al. Calculation method of aero-engine exhaust gas temperature margin and remaining life based on data[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(11):2456-2464.

noise and feature extraction of the EGTM. The polynomial regression was used to fit the feature parameter to determine the single engine/average fleet EGTM performance decline rate, and the remaining life of EGTM was calculated. The model realized the whole process of calculation from data input to remaining life prediction. The EGTM calculation results had a goodness of fit up to 0.994 compared with the results provided by original equipment manufacturer. Compared with the EGTM curve after wavelet transform, the fitting effect of the margin remaining life decay curve was 0.98. The results can be used as the theoretical support and reference basis for maintenance plan formulation and economic cost calculation.

Key words: exhaust gas temperature margin; similarity theory; bleed system; remaining life; data-driven

航空发动机监控是目前国内外航空领域研究的重点问题之一,发动机监控通过提高飞机安全性、降低运营成本、增加飞机可靠性和飞机可用度等多个方面产生效益。其中排气温度裕度(exhaust gas temperature margin,EGTM)是航空公司及发动机制造、维修厂商监控发动机性能的核心参数^[1-2]。

EGTM 是指发动机制造商规定的排气温度限制值与拐点温度下发动机排气温度值之差。拐点温度是发动机制造商规定的起飞时可保证最大推力(或功率)的最高大气温度。利用 EGTM 监控可以诊断发动机故障、推断发动机寿命、制定维修清洗计划、监控新发动机磨合状况以及检查翻修质量等。

目前 EGTM 是由原始设备制造商(original equipment manufacturer,OEM)利用航空公司数据中心共享的飞机通讯寻址与报告系统(aircraft communication addressing and reporting system, ACARS)的报文数据计算得到,其计算方法作为商业机密对客户不公开。航空燃气涡轮发动机监视系统设计与实施指南^[3](HB/Z 286.2-96)给出了 EGTM 的估算方法,其中提到了应对换算排气温度进行工作状态修正和引气修正,但修正方法未做详细说明。

目前国内外对于发动机监控及预测做了大量研究。自 1972 年起,Urban^[4]提出了影响系数矩阵法,将非线性方程组转化为线性方程组,形成了发动机监控小偏差故障方程。Moreira 等^[5]提出了一种基于二元分类的支持向量机(support vector machine,SVM)算法,用于诊断飞机引气活门故障。Ren 等^[6]使用 Wiener-Einstein 过程模型,以 PW4000 发动机机队为研究对象,构建了退化及剩余寿命模型。文献^[7-10]基于动态加权核密度估计、最小二乘 SVM、遗传算法优化前馈神经网络

和改进广义回归神经网络的方法对发动机气路参数值进行预测,对比真实值或其他算法验证了预测的准确性。对于 EGTM 的研究,文献^[11-12]均采用一种警戒值减去排气温度变化值(排气温度测量值与基线差值)的方法估算 EGTM。文献^[13]利用 EGTM 值采用多项式回归的方法对发动机寿命进行了预测,经试验发现 6 阶多项式拟合效果最好。Dai 等^[14]采用经验模态分解的方法重构 EGTM,并采用最小二乘 SVM 的方法进行了预测。许多气路参数,特别是 EGTM 研究,均基于 OEM 计算出的中间数据,并非由飞机运行原始数据而来,实际运用时无法实现完全自主监控。还有部分研究成果基于工程实际数据及监控经验,虽能实现 EGTM 数值计算,但因工程数据较少,换算过程中部分值的确定主观因素较大,使得换算效果存在较大波动,不能很好地应用于实际运营中。

本文以 CFM56-5B 发动机为例,提出一种在航空行业标准实施指南基础上基于数据的 EGTM 计算方法,通过求解 EGTM 衰退率确定剩余寿命。采取拟合优度(goodness of fit,度量统计量为 R^2)及方均根误差(RMSE)的优劣作为评判拟合及预测效果的判据。

1 基于航标的 EGTM 计算算法原理

根据航空燃气涡轮发动机监视系统设计与实施指南给出的 EGTM 估算方法如下^[3]。

实测参数为:大气总温、实测发动机排气温度、指示风扇转速以及引气活门位置等。已知参数为:拐点温度、排气温度限制值。

$$T_{ek} = \frac{T_e}{\left(\frac{T_0}{288.15}\right)^\beta} \tag{1}$$

$$T_{ekcorner} = T_{ek} \left(\frac{T_{corner}}{288.15}\right)^\beta \tag{2}$$

$$T_{em} = T_{el} - T_{ekcorner} \tag{3}$$

其中 T_e 为实测发动机排气温度; T_0 为大气温度; β 为温度换算指数; T_{ek} 为换算后排气温度; T_{ekc} 为标准大气条件下发动机最大推力起飞时排气温度; T_{corner} 为拐点温度; $T_{ekcorner}$ 为拐点温度下发动机排气温度; T_{el} 为排气温度限制值; T_{em} 为排气温度裕度, 本文温度单位都为 K。

本文建立的方法数据来源于 ACARS 数据和发动机基本数据, 通过改进航标^[3]式(2)和式(3)中 T_{ekc} 、 T_{el} 及 T_{em} 的计算方法, 经图 1 所示的计算过程, 实现 EGTM 和剩余寿命计算。改进的 EGTM 计算方法及剩余寿命预测流程如图 1 所示。

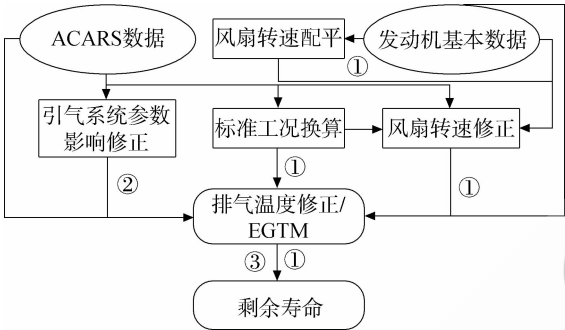


图 1 改进的 EGTM 计算方法及剩余寿命预测流程

Fig. 1 Improved EGTM calculation method and remaining life prediction process

图 1 中的①为采用多项式回归方法。该方法是线性回归的一种, 一般通过转化为多元线性回归来解决, 优点是可以通过增加高次项无限逼近观测点。为防止产生过拟合现象, 拟合结果选择拟合优度较高、阶数较低的多项式方程。

图 1 中的②为采用遗传算法优化的 SVM。SVM 是常见的非线性机器学习黑箱分类器, 也可用于回归。遗传算法 (genetic algorithm, GA) 是一种模拟生物遗传机制形成的最优解算法, 通过选择、交叉和变异对遗传基因进行生物学遗传模拟, 设置种群规模、遗传代数、交叉概率及变异概率后通过优胜劣汰原则得到最佳结果。

图 1 中的③为采用小波变换的方法。小波变换与传统的傅里叶变换方法相同, 均是频率变换的方法, 其优点在于它在时域和频域两部分都具有不错的局部化性质, 可以聚焦到信号的任意细节。小波去噪原理为信号产生的小波系数包含信号的重要信息, 原有信号经小波分解后其趋势分量的小波系数较大, 噪声的小波系数较小, 通过选取一个合适的阈值, 大于阈值的小波系数认为是有效信号并予以保留, 小于阈值的小波系数认为

是噪声并予以剔除^[15-16]。

本文首先对相关参数的试车台试验数据进行多项式回归拟合, 得到函数关系式。利用 ACARS 数据计算标准工况下的排气温度及风扇转速, 通过结合发动机基本数据的 N_1 配平值 (N_{1trim}) 和发动机型号得到修正后的风扇转速, 再由函数关系求得发动机温度限制值。将 ACARS 数据中的引气系统参数作为 SVM 学习器中的输入量, 结合标准工况下排气温度值与发动机型号, 得到修正后的拐点温度下排气温度值。最后由发动机限制值和拐点温度下排气温度值求得 EGTM, 经小波变换后拟合衰退曲线计算得到剩余寿命。

2 改进的 EGTM 计算方法

由定义可知, EGTM 与排气温度 (exhaust gas temperature margin, EGT) 限制值及拐点温度下 EGT 有关, 应对两参数分别求解。

2.1 EGT 限制值计算

根据实际经验, 考虑到发动机 EGT 限制值随风扇转速存在一定变化规律, 计算 EGT 限制值时需先对发动机实际风扇转速进行修正计算。

已知大气温度 T_0 , 计算温度换算比 θ

$$\theta = \frac{T_0}{288.15} \tag{4}$$

在发动机工况相似, 温度相近的状态下, 在滞止状态下基于相似理论^[17]推导出的修正转速理论值为

$$n_k = \frac{n}{\sqrt{\theta}} \tag{5}$$

其中 n 为发动机转速测量值 (r/min), n_k 为转速修正值 (r/min)。

由于上述公式是基于同一种工质且温度相近的流动相似状态由马赫准则推导出来的, 未考虑温度、湿度、雷诺数等的影响, 故换算结果必然存在一定误差, 考虑误差修正后的计算公式为

$$n_k = \frac{n}{\theta^\alpha} \tag{6}$$

其中 α 为转速换算指数。通过大量试验表明, α 数值并非固定唯一, 而是随着飞行环境发生变化。由于指示风扇转速 (N_1) 为百分比转速, 故指示风扇转速修正值 (r/min)

$$N_{1k} = \frac{N_1}{100} \cdot \frac{N_{1r}}{\theta^\alpha} \tag{7}$$

其中 N_{1r} 为发动机额定风扇转速 (r/min), 以 CFM56-5B 为例, 其额定转速为 5 000 r/min。

文献[18]表明, α 与 N_{1k} 相互耦合, 存在某种函数关系。根据文献[19]试验数据得到不同的 N_{1k} 值下 α 的值, 将其进行多项式回归求解并绘制拟合曲线。

由图 2, 上述两参数二次回归拟合优度 $R^2 = 0.996$, 方均根误差 $E_{rms} = 0.001$, 拟合效果理想。 α 可由 N_{1k} 以函数形式表示, 将拟合方程带入式(4)中, 即

$$N_{1k} = \frac{N_1}{100} \cdot \frac{N_{1r}}{\theta^{aN_1^2 + bN_{1k} + c}} \tag{8}$$

通过 N_{1k} (取值范围为 3 000~5 500) 可以解出一组 α 值与 N_{1k} 值, 记此时 α 值为 α_1 。

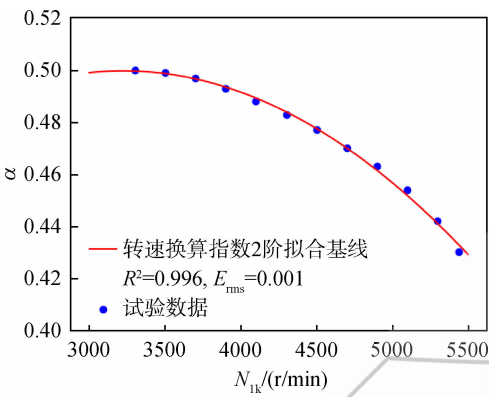


图 2 CFM56-5B 发动机构速换算指数基线
Fig. 2 Baseline of CFM56-5B engine speed conversion index

为使左右两侧发动机推力相统一以便于飞行员观测和操作, 发动机装机前会对其进行推力管理, 即 N_1 配平, 通过对物理风扇转速的修正使得两侧发动机推力相同^[20]。其中 N_1 配平对发动机推力和发动机排气温度的影响如图 3 所示。

如图 3 所示, 经推力管理后发动机推力与指示风扇转速均减小, 降低了排气温度, 使 EGTM 有一定提升; 计算 EGTM 前需针对 N_{1trim} 对发动机风扇转速进行修正, 据文献[20], 考虑 N_{1trim} 对风扇转速的影响:

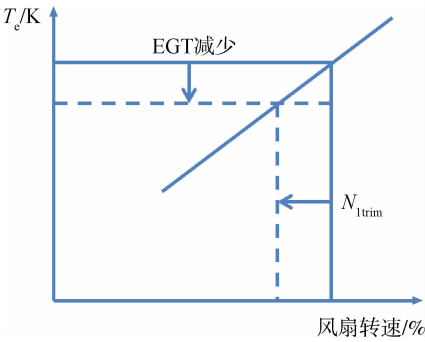
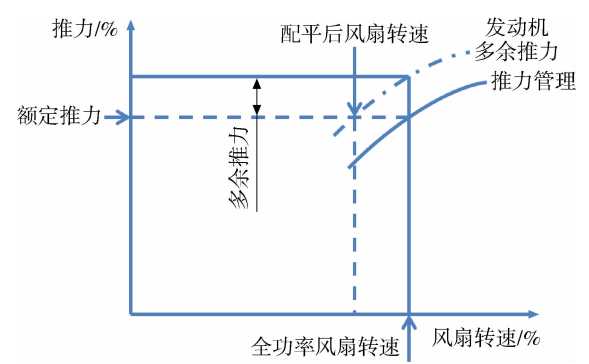


图 3 N_{1trim} 对发动机推力和发动机排气温度的影响
Fig. 3 Effect of N_{1trim} on engine thrust and engine exhaust temperature

$$N_{1ktrim} = N_{1k} - \Delta N_{1trim} \tag{9}$$

其中 ΔN_{1trim} 为发动机 N_1 配平影响修正值。

根据文献[19]不同 N_{1trim} 、 N_{1k} 下 ΔN_{1trim} 的试验数据, 拟合的基线如图 4 所示。

由图 4, 除配平参数为 0 时, 其余情况下 ΔN_{1trim} 均可用 N_{1k} 的三次多项式进行拟合, 所有拟合优度均不小于 0.997。在给定 N_{1trim} 的情况下, 该方法确定了不同 N_{1k} 所需修正的 ΔN_{1trim} 。

由式(9)确定 N_{1ktrim} , 将其带入到温度换算指数基线方程中, 求解得到的 α 值记为 α_2 。则考虑 N_{1trim} 风扇换算修正后实际风扇转速为

$$N_{1kc} = \left(\frac{N_1}{100} \cdot \frac{N_{1r}}{\theta^{\alpha_1}} - \Delta N_{1trim} \right) \frac{1}{\theta^{\alpha_2}} \tag{10}$$

借鉴文献试验数据^[19]得到不同 N_{1kc} 下 T_{el} , 拟合的 N_{1kc} - T_{el} 基线如图 5 所示。

2.2 拐点温度下 EGT 值及 EGTM 值计算

依照相似理论可推导出公式:

$$T_{ec} = \frac{T_e}{\theta} \tag{11}$$

其中 T_{ec} 为排气温度修正值。排气温度误差修正值为

$$T_{ek} = \frac{T_e}{\theta^\beta} \tag{12}$$

其中温度换算指数 β 与发动机型号有关, 对环境湿度、马赫数不敏感, 即各型发动机均有其特定的温度换算指数^[21]。根据工程实际经验^[19] CFM56-5B 发动机的 β 值可取 0.89。

2.2.1 引气系统对 EGTM 的影响修正

前文 EGT 换算仅考虑到了外界温度对发动机 EGT 换算值的影响, 还需针对引气系统的影响进行修正。

引气系统工作主要有发动机引气、地面引气和辅助动力装置引气 3 种方式。空中引气

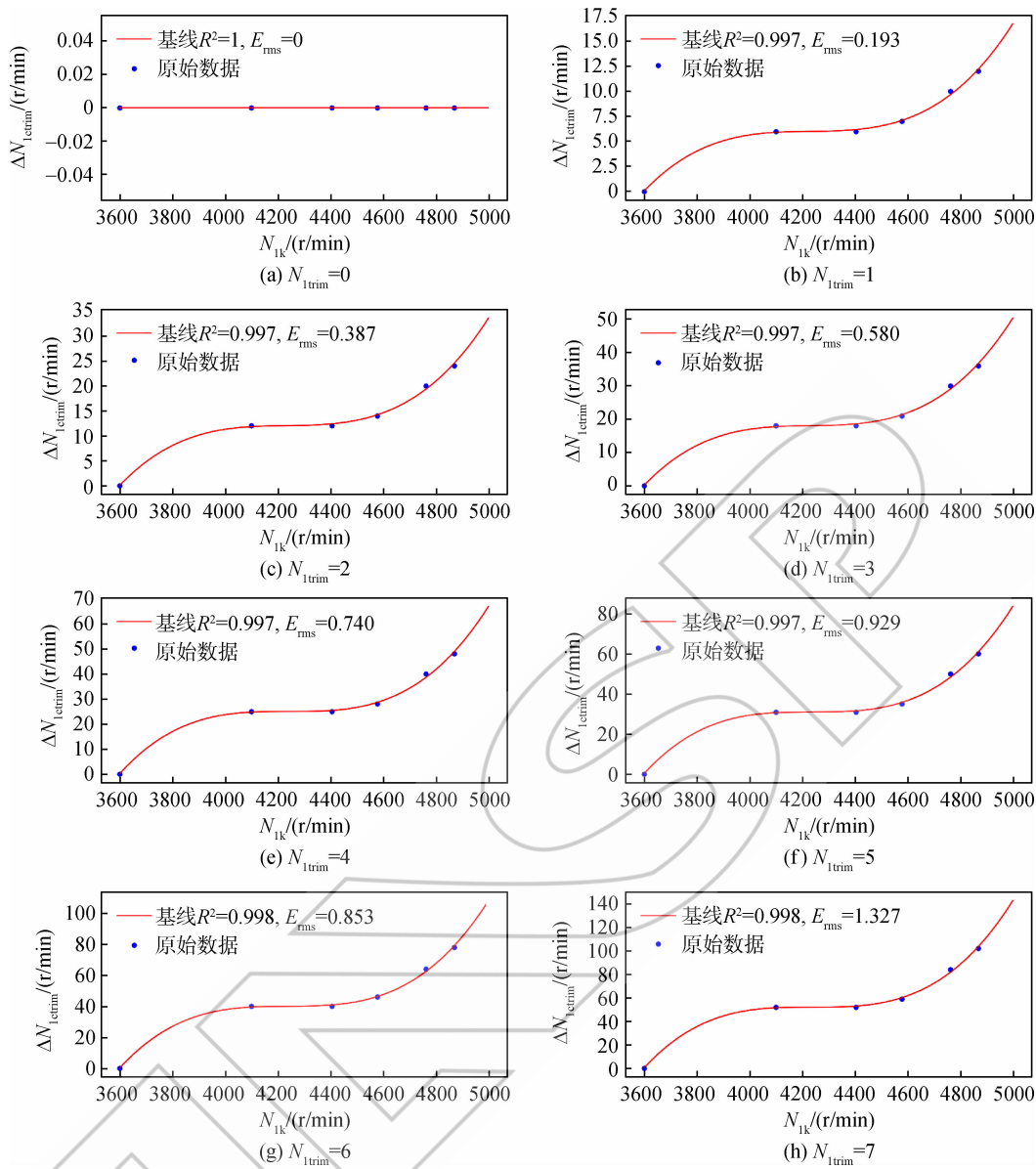


图 4 CFM56-5B 发动机 N_{1trim} 配平偏差基线

Fig. 4 Baseline of CFM56-5B engine N_{1trim} deviation

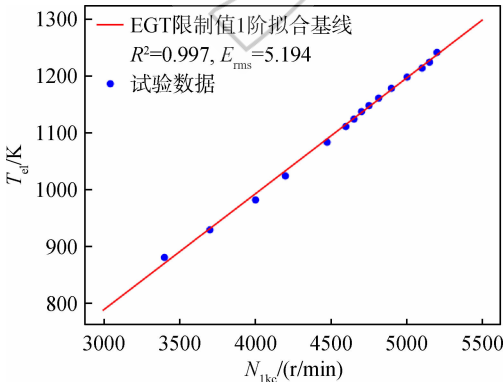


图 5 CFM56-5B 发动机 EGT 限制值基线

Fig. 5 Baseline of CFM56-5B EGT limit value

及高压引气主要是由发动机引气完成的。气体经过发动机压气机引入高温高压的空气。首先将气体由调压和调温部件进行减压降温,随后将气体引入到引气总管提供给空调、飞机除冰、客舱增压等使用。使用引气系统将增加发动机的工作负担,导致发动机排气温度增加,排气温度裕度降低。发动机引气系统如图 6 所示。

当发动机风扇转速 N_1 值小于 50 时,HPV (高压引气活门) 打开,由发动机 HPC (高压压气机) 的高压级提供引气;当发动机 N_1 值大于 50 时,HPV 关闭同时 IP (中压引气单向活门) 打开,由发动机 HPC 的中压级提供引气。PRV (引气压力调节活门) 负责超温保护,调节发动机引气的

压力和流量,起到对发动机引气系统进行控制及调节功能。引气预冷器负责对引气降温,FAV(风扇空气活门)通过引气预冷器下游的温度传感

器数据来控制活门的开度,调节通过引气预冷器的空气流量。图 7 为发动机部件构成及部件调节位置图^[22]。

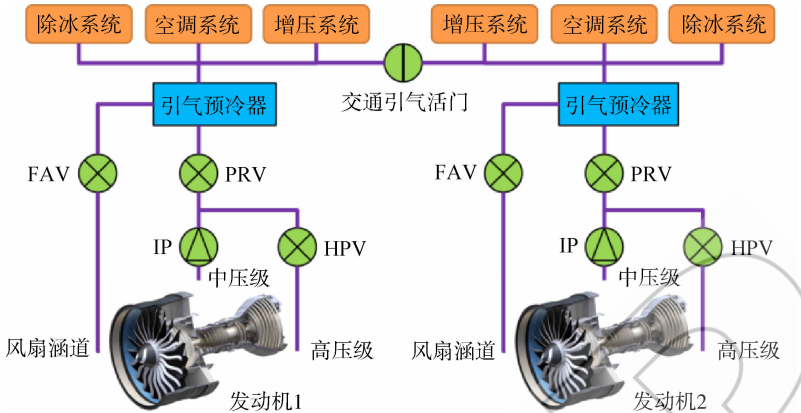


图 6 发动机引气系统示意图
Fig. 6 Schematic diagram of engine bleed system

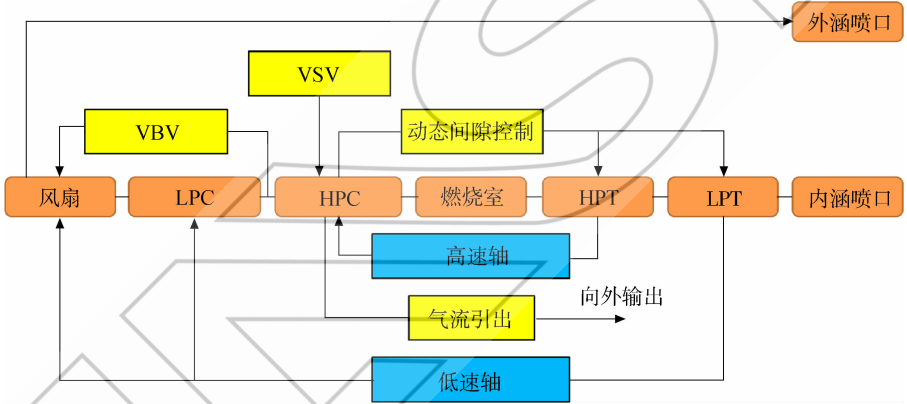


图 7 发动机部件构成及部件调节位置图
Fig. 7 Schematic diagram of engine component structure and adjustment position

由图 7 所示,除引气系统外,VBV(可变放气活门)用于控制 LPC(低压压气机)出口空气流量,将 LPC 多余气体排入外涵道防止 LPC 失速;VSV(可调静子叶片)通过调节静子叶片的角度来改变气流的方向实现 HPC 效率的提升,在机动飞行的情况下使飞机发动机 EGT_M 提高;HP-TACC/LPTACC(高/低压涡轮间隙控制活门)通过使用 HPC4-9 级空气/风扇出口空气冷却 HPT/LPT(高/低压涡轮)机匣来控制涡轮叶片和机匣的间隙。

由于飞机型号的差异及传感器设置的问题,某些引气系统相关参数并未被记录,且部分引气系统参数存在相互耦合的关系(如 HPV 开关与 IP 开关互斥),根据 ACARS 起飞报文中记录的参数结合引气系统相关研究,最终选取以下参数

作为发动机引气系统与排气温度相关参数,如表 1 所示。

上述参数中存在的离散类变量均为数值型离散变量,可直接输入 SVM 中。

将上述表 1 参数与 T_{ek} 一起构建的 SVM 矩阵如下。

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} A_{VBV1} & A_{VSV1} & \cdots & T_{ek1} \\ A_{VBV2} & A_{VSV2} & \cdots & T_{ek2} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ A_{VBVm} & A_{VSVm} & \cdots & T_{ekm} \end{bmatrix},$$
$$\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} T_{ekc1} \\ T_{ekc2} \\ \vdots \\ T_{ekcm} \end{bmatrix}$$

式中 m 为样本量。

表 1 发动机引气系统与排气温度相关参数

Table 1 Related parameters of engine bleed system and exhaust temperature

参数	参数释义
$A_{VBV}/(^{\circ})$	可变放气活门位置
$A_{VSV}/(^{\circ})$	可调静子叶片位置
$A_{LPTACC}/\%$	低压涡轮间隙控制活门位置
$A_{HPTACC}/\%$	高压涡轮间隙控制活门位置
S_{HPV}	发动机高压引气活门(开关量)
S_{PRV}	发动机引气压力调节活门(开关量)
S_{COWL}	进气道除冰活门位置(开关量)
S_{WING}	大翼除冰活门位置(开关量)
$\dot{m}_{PACK}/(\text{kg/s})$	空调组件流量

样本矩阵即: $\mathbf{X}_i = [A_{VBVi} \ A_{VSVi} \ \cdots \ T_{eki}]$,

表 2 发动机排气温度型号修正系数及拐点温度对照表

Table 2 Comparison table of engine exhaust temperature correction coefficient and corner point of temperature

参数	CFM56-5B1	CFM56-5B2	CFM56-5B2B	CFM56-5B3	CFM56-5B4	CFM56-5B5	CFM56-5B6
γ	1.05373	1.05373	1.05373	1.05373	1.10152	1.10465	1.10465
T_{corner}/K	303.15	303.15	303.15	303.15	317.15	318.15	318.15

3 案例验证

由于 EGTM 计算属于一种计算方法,与样本时间跨度无关,故本文针对国内某航空公司某架 A320-200 航班 K 的左侧发动机 CFM56-5B4/3,选取 2015 年 1 月至 2015 年 9 月的所有飞行 ACARS 报文数据,经整理共计 1155 个样本作为模型训练样本,选取 2015 年 10 月至 2019 年 12 月的所有飞行 ACARS 报文数据,经整理共计 4812 个样本作为模型测试样本。记录发动机型号和 N_{1trim} 值并提取上表相关参数及 T_0 、 N_1 、 T_e 。

选择支持向量回归机 SVR(support vector regression)作为机器学习机,核函数选择径向基核函数(RBF),相关参数 C 及 γ 采用遗传算法优化计算得到。将训练样本的输入向量矩阵和根据公式由对应观测值反推得到的含 T_{ekc} 的 $\mathbf{Y}$ 矩阵带入 GASVM 进行训练学习,得到训练好的模型;再将测试样本的输入量矩阵带入模型计算出预测结果,带入公式求解预测 EGT 值。模型为多输入单输出非线性系统,输出结果与发动机厂商提供的 EGTM 值进行对比。预测 EGTM 值与

$\mathbf{Y}_i = [T_{ekci}]$ 。通过样本训练,建立 $\mathbf{X}_i$ 与 $\mathbf{Y}_i$ 的映射关系,利用训练好的 SVM 模型求解输入矩阵相应的 T_{ekc} 值。

拐点温度下 EGT 值 $T_{ekcorner}$ 为

$$T_{ekcorner} = T_{ekc} \left(\frac{T_{corner} + 273.15}{288.15} \right)^{\beta} \tag{13}$$

2.2.2 EGTM 计算

由于不同型号发动机推力不同,根据航标实施指南^[3],修正后的发动机 EGTM 求解公式为

$$T_{em} = (T_{el} - T_{ekcorner}) \gamma \tag{14}$$

其中 γ 为发动机排气温度型号修正系数。 T_{corner} 和 γ 与发动机型号相关,对照表如表 2 所示^[19]。

应当说明,某些发动机厂商采用发动机热天排气温度裕度(EGT hot day margin)作为监控对象,该参数与 EGTM 意义相同。为防止引起歧义,本文以 EGTM 作为统称。

对应观测 EGTM 值的差值 ΔT_{em} 如图 8 所示。由图 8,预测值与观测值差值基本在 5 K 以内。改进的 EGTM 计算结果与发动机厂商提供的结果相比,拟合优度为 0.994,方均根误差为 1.675。拟合效果理想,预测准确有效。

收集航班 K 的左侧发动机 CFM56-5B4/3 在 2015 年 1 月至 2019 年 12 月数据,经整理共计 5967 个样本作为预测模型样本,经数据预处理后

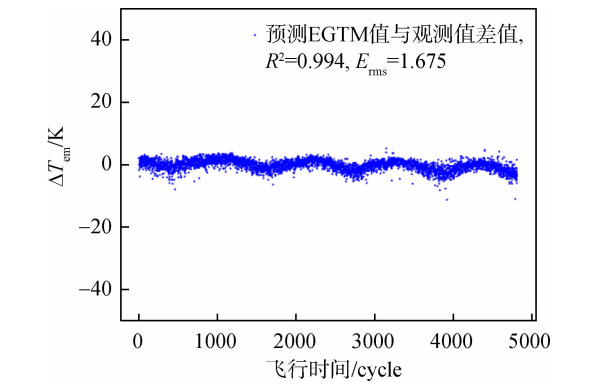


图 8 基于多项式拟合及 GASVM 的 EGTM 预测效果

Fig. 8 EGTM prediction effect based on polynomial fitting and GASVM

采用 Daubechies3 阶滤波器进行小波变换处理, 阈值设置为 1。采用 1~6 阶多项式对数据进行拟合, 其拟合结果如图 9 所示。

由图 9, 该航班 EGTM 性能衰退趋势明显, 经小波变换处理后 EGTM 拟合优度达到 0.98 以上, 认为多项式拟合曲线能够有效表达发动机 EGTM 衰退趋势。经 1 阶多项式计算, 航班 K 左侧发动机 EGTM 性能衰退率为 0.006 231 K/cycle。根据该航空公司机队相同发动机 EGTM 计算, 其机队 EGTM 平均衰退率为 0.005 928 K/cycle。按照当前 EGTM 值及衰退率 δ 可求解发动机 EGTM 到 0 时的剩余循环次数:

$$K_{\text{life}} = \frac{T_{\text{em}}}{\delta} = \frac{67.52}{0.006\,231} = 10\,836\,\text{cycle}$$

(15)

其中单台发动机在已知循环内及短时间内 EGTM 性能衰退预测可由拟合度更高的多项式进行求解, 长期性能衰退预测, 应按照该航班 1 阶多项式拟合结果进行求解, 对于样本较少或拟合效果较差的航班应按机队平均衰退率进行求解。且 EGTM 变为 0 并非必须下发, 可在规章允许的情况下通过发动机水洗, 发动机减推力起飞及高温高原机场限制飞行等措施来延长发动机在翼寿命。

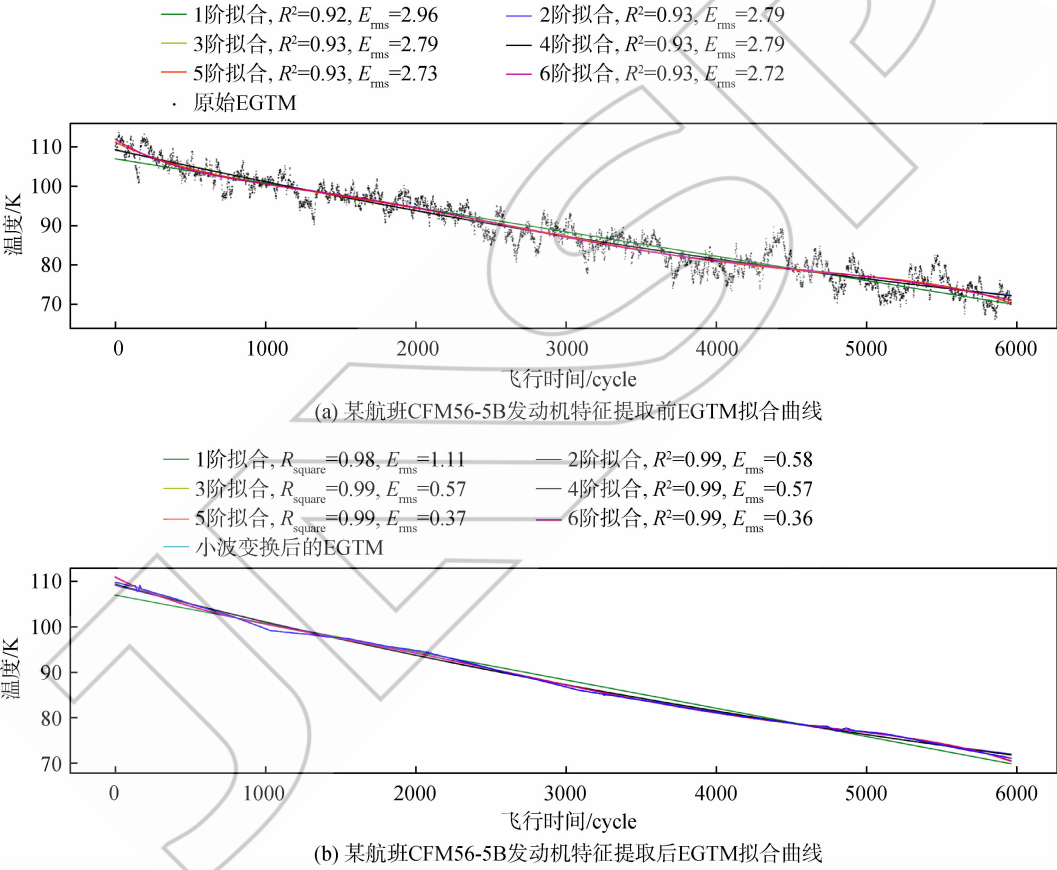


图 9 EGTM 性能衰退拟合图

Fig. 9 EGTM performance decline fitting

4 结 论

以 CFM56-5B 发动机为例, 基于相似理论和推力管理及引气系统等发动机工作原理, 提出了一种改进的 EGTM 计算方法及剩余寿命预测的模型, 并利用运营数据对建模过程和建模结果进行了验证。得到以下结论:

1) 通过风扇转速及排气温度标准工况换算与修正, 结合多项式拟合及 GASVM 的方法求解

发动机 EGTM 值, 计算结果与发动机制造商结果相比拟合优度为 0.994, 方均根误差为 1.675, 较为吻合。

2) 基于 EGTM 发展趋势采用小波变换的方法提取特征参数, 采用多项式拟合的方法对发动机性能衰退进行预测, 拟合优度达到 0.98 以上。计算结果满足工程任务需要, 对发动机维修计划制定及经济成本计算有一定的参考价值。

3) 本文方法实现了从 ACRAS 报文数据输

入到剩余寿命预测的全过程计算,克服了运营商监控过分依赖厂商的不利局面。

参考文献:

[1] GE Aircraft Engine/CFMI. Engine condition monitoring; GE-AE/CFMI[S]. Boston:GE,2001:8-24.

[2] Boeing. B737 aircraft maintenance manual; ATA75-31-00 [S]. Seattle:Boeing,2001:520.

[3] 中国航空工业总公司. 航空燃气涡轮发动机监视系统设计与实施指南总则:HB/Z 286. 1-1996[S]. 北京:中国航空工业总公司,1996:30-48.

[4] URBAN L A. Gas path analysis applied to turbine engine condition monitoring[R]. AIAA 72-1082,1972.

[5] MOREIRA R D P, NASCIMENTO C L. Prognostics of aircraft bleed valves using a SVM classification algorithm [C]// Proceedings of 2012 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2012: 1-8.

[6] REN Shuhong, ZUO Hongfu. Residual-life prediction for civil aviation engines based on Wiener-Einstein process [C]// Proceedings of 2009 WRI World Congress on Software Engineering. Xiamen, China: IEEE Computer Society, 2009: 415-419.

[7] 张一震, 钟诗胜, 付旭云, 等. 基于动态集成算法的航空发动机气路参数预测[J]. 航空动力学报, 2018, 33(9): 2285-2295.

ZHANG Yizhen, ZHONG Shisheng, FU Xuyun, et al. Aeroengine gas path parameter prediction based on dynamic ensemble algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9): 2285-2295. (in Chinese)

[8] 王旭辉, 黄圣国, 曹力, 等. 基于 LS-SVM 的航空发动机气路参数趋势在线预测[J]. 吉林大学学报(工学版), 2008, 38(1): 239-244.

WANG Xuhui, HUANG Shengguo, CAO Li, et al. LS-SVM based online trend prediction of gas path parameters of aero engine[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2008, 38(1): 239-244. (in Chinese)

[9] 宋金光, 许春生. 基于遗传算法和 BP 网络的航空发动机拆换期望值预测[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 676-680.

SONG Jinguang, XU Chunsheng. The estimation of aero-engine expectant cycle based on genetic algorithm and BP neural network[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 676-680. (in Chinese)

[10] 皮骏, 马圣, 张奇奇, 等. 基于改进果蝇算法优化的 GRNN 航空发动机排气温度预测模型[J]. 航空动力学报, 2019, 34(1): 8-17.

PI Jun, MA Sheng, ZHANG Qiqi, et al. Aero-engine exhaust gas temperature prediction model based on IFOA-GRNN[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 8-17. (in Chinese)

[11] 郝英. 基于智能技术的民航发动机故障诊断和寿命预测研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.

HAO Ying. Research on civil aviation engine fault diagnosis and life predication based on intelligent technologies [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)

[12] 翟红春. 民用涡扇发动机健康智能监控技术的研究[D]. 天津: 天津大学, 2010.

QU Hongchun. Study on civil turbofan engine health intelligent monitoring technologies [D]. Tianjin: Tianjin University, 2010. (in Chinese)

[13] 付旭云, 钟诗胜, 张慕楠. 一种改进的航空发动机剩余寿命预测方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2013, 45(5): 51-55.

FU Xuyun, ZHONG Shisheng, ZHANG Munan. An improved method for aeroengine residual life prediction[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2013, 45(5): 51-55. (in Chinese)

[14] DAI Shaowu, CHEN Qiangqiang, DAI Hongde. Prediction of exhaust gas temperature margin based on LSSVR[C]// Proceedings of 2019 Chinese Control Conference. Guangzhou, China: IEEE, 2019: 6808-6812.

[15] MALLAT S, HWANG W L. Singularity detection and processing with wavelets[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1992, 38(2): 617-643.

[16] DONOHO D L. De-noising by soft-thresholding [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1995, 41(3): 613-627.

[17] 刘大响. 试车环境对发动机性能的影响及修正方法[M]. 北京: 航空工业出版社, 1989: 1-270.

[18] 夏存江, 王聘. 基于相似理论的航空发动机风扇转速换算方法的改进[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 941-947.

XIA Cunjiang, WANG Dan. Improved correction methods of aircraft engine fan speed based on similarity theory[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 941-947. (in Chinese)

[19] 敖良忠. CFM56-5B 发动机性能衰退评估[J]. 中国民航飞行学院学报, 2006, 17(2): 28-30.

AO Liangzhong. CFM56-5B engine performance degradation assessment[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2006, 17(2): 28-30. (in Chinese)

[20] GE Aviation. Diagnostics trend interpretation training [M]. 5th ed. Shanghai: GE Aviation, 2009.

[21] 陈大光, 朱之丽, 石伟. 大气温度对燃气涡轮发动机性能的影响及其修正方法[J]. 推进技术, 1986, 2(5): 57-64.

CHEN Daguang, ZHU Zhili, SHI Wei. The influence and correction method of atmospheric temperature on the performance of gas turbine engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 1986, 2(5): 57-64. (in Chinese)

[22] 谭治学, 钟诗胜, 林琳. 民航发动机性能诊断方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2019, 51(1): 22-28.

TAN Zhixue, ZHONG Shisheng, LIN Lin. Method for performance diagnosis of commercial aero-engine[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2019, 51(1): 22-28. (in Chinese)