

# 基于 PROOSIS 的航空发动机状态监测技术研究

李素洁<sup>1,2</sup>, 张桂刚<sup>1,2</sup>, 王健<sup>1,2</sup>, 黄加阳<sup>2</sup>

(1.中国科学院自动化研究所,北京 100190; 2. 上海民用飞机健康监控工程技术研究中心, 上海 200241)

**摘要:** 航空发动机作为飞机的核心动力系统, 其状态监测极为重要, 可以避免出现重大事故, 消除飞行安全隐患。对航空发动机开展状态监测时, 发动机基线模型是计算各测量参数与对应基线值的偏差量的关键因素, 同时也是发动机状态监测的基础。本文选择分别排气涡轮风扇发动机为研究对象, 选取高压转子转速、低压转子转速、排气温度作为发动机主要状态监测参数。利用 PROOSIS 软件建立了发动机气路参数模型, 获得了不同高度、不同马赫数、健康状态下的监测参数数据作为基线模型训练数据。采用遗传算法和支持向量机方法, 对各监测参数进行基线模型训练, 获得基线模型。最后通过仿真验证结果表明, 选用此模型可以满足发动机状态监测需求。

**关键词:** 航空发动机; 状态监测; 基线模型

**中图分类号:** TQ35

## Research on Aeroengine Condition Monitoring Technology

### Based on PROOSIS

LI Sujie<sup>1,2</sup>, ZHANG Guigang<sup>1,2</sup>, WANG Jian<sup>1,2</sup>, HUANG Jiayang<sup>2</sup>

(1. Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences, Beijing China 100190; 2. Shanghai Engineering Research Center of Civil Aircraft Health Monitoring, Shanghai China 200241)

**Abstract:** As the core power system of the aircraft, the condition monitoring of aeroengine is very important. It can avoid the major accident and eliminate the flight safety hazard. The engine baseline model is the key factor to calculate the deviation of each measurement parameter from the corresponding baseline value, and it is also the basis of the engine condition monitoring. In this paper, the separate-exhaust turbofan engine is selected as the research object, and the high pressure rotor speed, the low pressure rotor speed and the exhaust temperature are selected as the main parameters. The engine gas parameter model is established using PROOSIS software, and the monitoring data of different heights, different Mach and health conditions were obtained. Genetic algorithm and support vector machine (SVM) are used to train the baseline parameters of the monitoring parameters to obtain the baseline model. Finally, the simulation results show that this model can meet the requirements of engine condition monitoring.

**Key words:** aeroengine; condition monitoring; baseline model

## 1 引言

飞机保障体系正朝着飞机的自主式保障发展, 而其核心部分就是飞机预测与健康管理系统 (PHM)。根据 OSA-CBM 标准, PHM 系统分为数据采集、信号处理、状态监测、健康评估、故障预测、推理决策、人机接口 7 个层次。

航空发动机既是热机又是推进器, 从大气中吸入氧气与喷入的燃油发生化学反应放出热能, 并将部分热能转换为推进功率, 为飞机提供巨大的推力, 是飞机的核心动力系统, 其健康程度直接影

响着飞行安全，因此，在飞机 PHM 系统中，航空发动机状态监测极为重要，可以避免重大故障的出现，消除飞行安全隐患。目前，各发动机制造商都开发了自己的发动机监控软件来实时监控发动机的性能状态，例如 GE 的 SAGE、普惠的 EHM、罗罗公司的 COMPASS 软件。状态监测方法主要包括超限监视、偏差值比较、趋势分析以及测量参数的有效性检查等<sup>[1,2,3,4]</sup>。

对航空发动机开展状态监控时，需要计算出发动机各测量参数与对应基线值的偏差量，其变化趋势及大小表征了航空发动机的不同工作状态。发动机基线模型是计算偏差量的关键因素，同时也是发动机状态监测的基础。在本文中，我们从模型参数获取、模型参数分析、监测模型建立以及监测模型验证四个部分进行说明。

## 2 发动机监测参数获取

本文选择分别排气涡轮风扇发动机为研究对象，研究发动机的状态监测技术。分别排气涡轮风扇发动机按功能可划分为几大部件：进气道、风扇、外涵道、压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮、尾喷管等。图 1 为典型的分别排气涡轮风扇发动机的结构图。

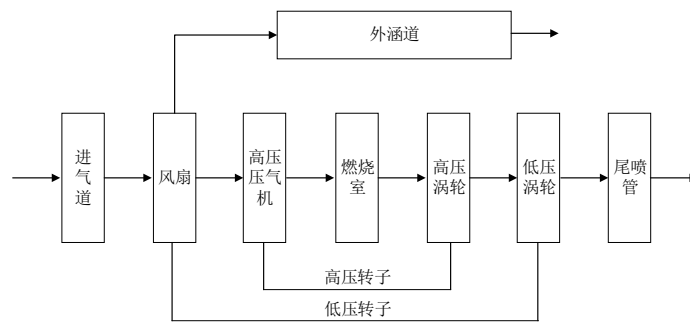


图 1 典型的分别排气涡轮风扇发动机结构图

Fig 1 Structure diagram of separate-exhaust turbofan engine

本文所建立的发动机状态参数模型主要用于发动机性能模拟、发动机状态监视与故障诊断等，合理地选择模型输出参数是保证精准模拟故障、及时提供状态监视信息和准确故障诊断的关键。根据涡扇发动机气体流路在各个截面不同的气动热力学特性，并以最小发动机模型变量个数实现故障诊断，选取状态变量，控制量，输出量，即状态变量为风扇转速、压气机转速，控制量为燃油流量、尾喷口面积，输出量为风扇转速、压气机转速、风扇出口总压、风扇出口总温、压气机出口总压、压气机出口总温、低压涡轮出口总压、低压涡轮出口总温，其中低压涡轮出口总温可看作排气温度。在对发动机状态进行监控时，选择的监控参数应满足：能明确反映发动机的工作状态；对发动机性能变化反应灵敏；监控参数是可以测量的，且容易测量。在此，选取状态监控气动热力参数为：低压转子转速、高压转子转速、排气温度。

## 3 发动机气路监测参数分析

### 3.1 数据预处理

一般而言，测量数据都可以看作是平稳随机序列，每个测量值均可以表示为：

$$y_k = x_k + e_k \quad (1)$$

其中， $y_k$  为参数测量值； $x_k$  为参数真实值； $e_k$  为误差。

$$N \text{ 点移动平均平滑法: } \hat{x}_k = \frac{y_k + y_{k-1} + \dots + y_{k-(N-1)}}{N} \quad (2)$$

式中， $\hat{x}_k$  是  $x_k$  的平滑值。

$$\text{一次指数平滑法: } \begin{cases} \hat{x}_k = \beta x_{k-1} + (1-\beta)x_{k-1} \\ \hat{x}_1 = x_1 \end{cases} \quad (3)$$

式中,  $\beta$  为平滑系数, 若时间序列较平稳,  $\beta \in (0.05, 0.3)$ ; 若时间序列波动较大,  $\beta \in (0.7, 0.95)$ 。

### 3.2 数据标准化

数据标准化, 就是将状态参数的数据转化到统一的标准飞行状况下(一定的温度和高度)。因为不同飞行状况下的状态参数数据没有比较的意义, 必须转化到统一的飞行状况下才能进行比较。这里把基线对应的飞行状况(15°C, 海平面高度)作为统一的标准, 定义为标准飞行状况, 所有的状态参数的数据都必须转化到该条件下才能与基线进行比较。本文对于性能参数的标准化进行相似换算, 将采集到的发动机性能参数的实测值转化为海平面标准大气条件下的换算参数值。

$$\text{低压转子转速 } NL \text{ 的相似换算公式: } NL^* = NL \cdot \sqrt{\frac{288.15}{T}} \quad (4)$$

$NL^*$  -----代表实测低压转子转速  $NL$  换算为海平面标准大气条件下的参数值。

$$\text{高压转子转速 } NH \text{ 的相似换算公式: } NH^* = NH \cdot \sqrt{\frac{288.15}{T}} \quad (5)$$

$NH^*$  -----代表实测低压转子转速  $NH$  换算为海平面标准大气条件下的参数值。

$$\text{排气温度 } EGT \text{ 的相似换算公式: } EGT^* = EGT \cdot \sqrt{\frac{288.15}{T}} \quad (6)$$

$EGT^*$  -----代表发动机工作时实际测得的排气温度  $EGT$  换算为海平面标准大气条件下的参数值。

## 4 发动机气路监测模型建立方法

航空发动机的基线方程是状态监测的基础, 也是评价机群发动机健康情况的重要参照系。它是航空发动机性能监控参数与控制量之间的函数关系, 发动机的性能参数值是直接测量得到的。飞机在实际飞行过程中, 每次飞行的高度和温度不同, 导致发动机工作条件随机变化, 得到的性能参数测量值无法直接进行比较, 便于准确地分析发动机的性能, 在建立发动机基线模型时, 需要将参数测量值进行换算, 即将性能参数换算到国际标准大气状态下。

在本研究中, 根据发动机仿真模型, 建立基线模型时, 选取输入参数: 入口温度  $T_2$ 、燃油流量  $FF$ 、高度  $Alt$ 、马赫数  $Mach$ 。选择监测参数: 低压转子转速  $NL$ 、高压转子转速  $NH$ 、排气温度  $EGT$ 。其性能参数基线模型的求解可由数学公式表示:

$$V_{baseline} = f(T_2, FF, Alt, Mach) \quad (7)$$

$V_{baseline}$  表示的发动机关键性能参数的对应的基线值:  $NL_b$ 、 $NH_b$ 、 $EGT_b$ 。

由于飞机在起飞和爬升过程中发动机的外界环境不断变化, 所以选取健康发动机在稳定飞行状态(即巡航飞行)下的性能参数数据作为基线模型训练的数据。其中,  $T_2$ 、 $FF$ 、 $Alt$ 、 $Mach$  是模型训练的输入,  $NL$ 、 $NH$ 、 $EGT$  分别是模型的输出。

本文采用支持向量机进行发动机基线模型的建立，模型的 SVM 建立流程图如图 2 所示。

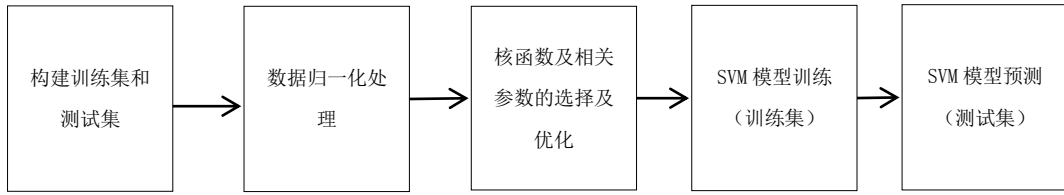


图 2 基于 SVM 的模型建立流程图

Fig 2 Flow chart of model building based on SVM

支持向量机解决回归问题的实质就是函数逼近，使用 SVM 进行回归的步骤可概括为<sup>[4,5]</sup>：

- 1) 转换待测数据的训练样本与测试样本，构建训练集和测试集，归一化数据集；
- 2) SVM 模型核函数及相关参数的选择；
- 3) 将利用训练数据样本集输入到已经优化好参数的支持向量机模型当中，进行模型训练；
- 4) 使用建立的模型进行验证和预测。

对于上述第二步，为了减少训练时间，提高模型精度<sup>[6,7]</sup>，我们采用遗传算法对 SVM 的三个关键参数进行寻优，具体步骤如图 3 所示。

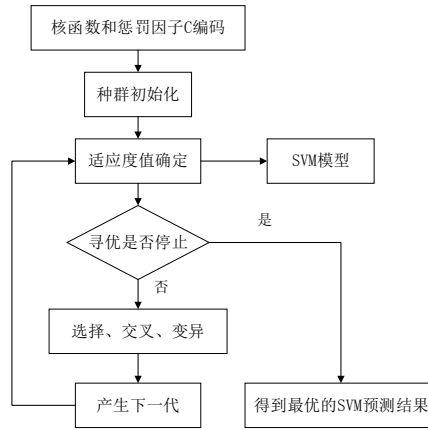


图 3 遗传算法流程图

Fig 3 Flow chart of Genetic Algorithm

模型训练完成后，得到各监测参数的基线模型。实际飞行中，采集模型输入参数和监控参数数据，将模型输入参数数据作为测试数据输入至训练好的基线模型中，得到基线值。采集的监控参数数据经过标准化之后，计算与前面计算的基线值之间的偏差值。偏差值表征了发动机当前状态与理想状态之间的差距，能直观反映出发动机的健康状态，是发动机监控的主要对象，也是评价发动机健康状态的主要指标。监测参数的偏差值的求取方法如下：

$$\Delta EGT = EGT_c - EGT_B \quad \Delta NH = \frac{NH_c - NH_B}{NH_B} \quad \Delta NL = \frac{NL_c - NL_B}{NL_B} \quad (8)$$

## 5 发动机气路监测模型验证

### 5.1 发动机气路仿真模型

采用 PROOSIS 软件，进行发动机气路仿真模型开发。航空发动机气路系统实现燃油与空气的燃烧，为飞机提供动力，其主要性能参数有总增压比、压气机效率、高压涡轮效率、低压涡轮效率等，要实现对航空发动机气路系统的故障诊断，气路模型必须监控发动机的主要性能参数。另外，PROOSIS 作为一种成熟的航空发动机建模解决方案，在国外得到了广泛应用，其建立的气路模型如图 所示。在建立的气路模型中，通过对高度、马赫数参数设置不同的数值，获得相应状态参数值。

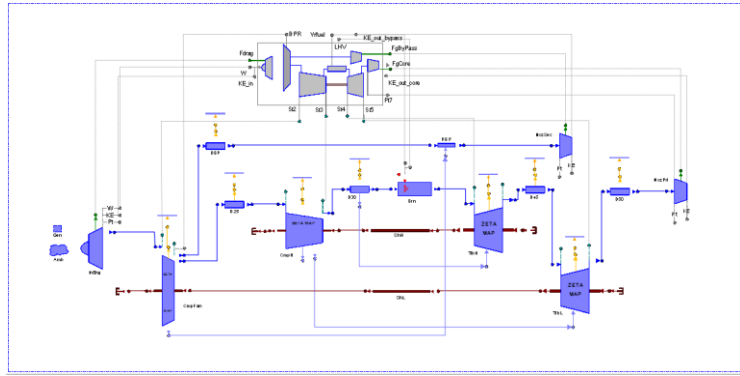


图 4 某型分开排气涡扇发动机仿真模型

Fig 4 A simulation mode of separate-exhaust turbofan engine

## 5.2 基线模型建立

利用选择的核函数和用遗传算法寻优得到的最佳参数进行发动机 EGT 基线模型训练。EGT 基线模型寻优结果和训练结果如图 5 所示。

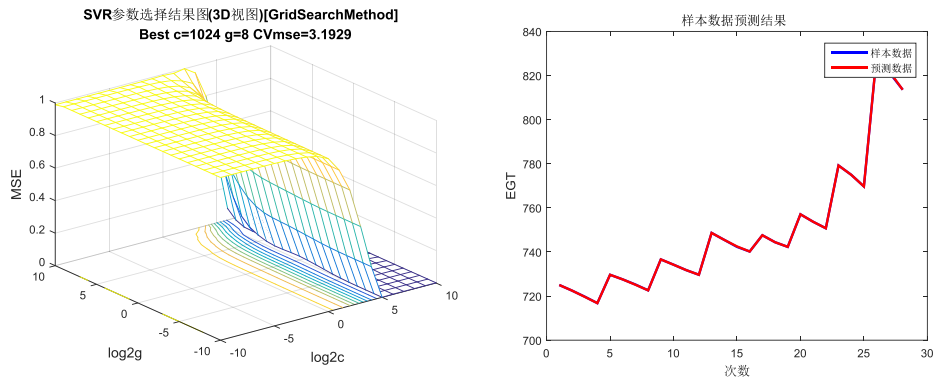


图 5 EGT 模型 SVR 参数选择结果和发动机 EGT 基线模型

Fig 5 The SVR parameter selection result of EGT model and baseline model of EGT

同样，NH 基线模型寻优结果和训练结果如图 6 所示。

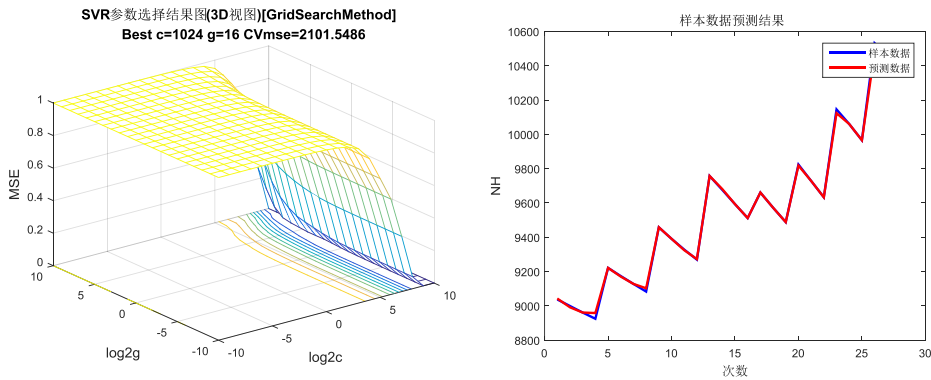


图 6 NH 模型 SVR 参数选择结果和发动机 NH 基线模型

Fig 6 The SVR parameter selection result of NH model and baseline model of NH

同样，NL 基线模型寻优结果和训练结果如图 7 所示。

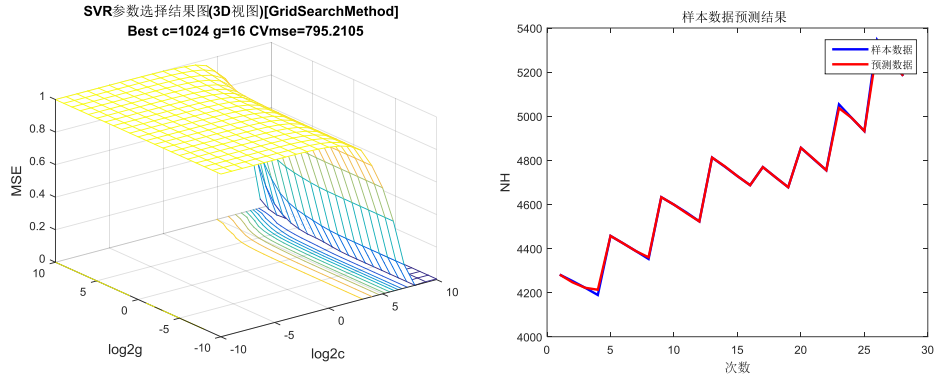


图 7 NL 模型 SVR 参数选择结果和发动机 NL 基线模型

Fig 7 The SVR parameter selection result of NL model and baseline model of NL

### 5.3 基线模型验证

仿真模型设置飞行状态为高度 10000，马赫数 0.8。将输入参数代入上述基线模型，计算得到该飞行状态下监测参数基线值如表 1 所示。

表 1 基线值

Tab.1 Baseline Value

名称	数值
EGT (排气温度)	757.0735
NH (高压转速)	9817.9
NL (低压转速)	4856.6

设置仿真模型发动机状态分别为：正常、压气机效率 0.8、压气机效率 0.7、压气机效率 0.6、压气机效率 0.5、高压涡轮效率 0.8、高压涡轮效率 0.7。获得对应发动机状态下的模型输出信号，并对 EGT、NH、NL 输出信号进行标准化，得到各参数值和与基线值的差值如表 2 所示。

表 2 发动机参数值和偏差

Tab.2 Engine parameter values and deviations

发动机状态	EGT 数值	EGT 偏差	NH 数值	NH 偏差	NL 数值	NL 偏差
正常	759.3	2.234	9805.7	12.2	4881.9	25.3
压气机效率 0.8	747.9	9.169	9862.7	44.8	4913.7	57.1
压气机效率 0.7	734.87	22.19	9945	127.17	4947.7	91.08
压气机效率 0.6	716.7	40.4	10067	249.5	5001	144.5
压气机效率 0.5	686.9	70.1	10265	447.5	5107.3	250.7
高压涡轮效率 0.8	717.7	39.3	10097	279.2	5001	144.5
高压涡轮效率 0.7	629.8	127.8	10533	715.3	5369	512.6

由表 2 可以看出，可以发现当压气机效率和涡轮效率降低时，排气温度降低，高压转速和低压转速升高，并且随着效率的降低，各参数值与基线值的差值越来越大。因此，选用此模型可以满足发动机状态监测的要求。

## 6 总结

本文从民用航空发动机状态监测需求出发，分别排气涡轮风扇发动机为研究对象，对发动机状态监测技术进行了深入研究，主要包括四个方面；模型参数的获取、模型参数的分析、监测模型建立以及监测模型验证，取得了一定的成果。具体的主要工作和结论包括：选取高压转子转速、低压转子转速、排气温度作为发动机主要状态监测参数；利用 PROOSIS 建立了发动机气路参数模型，根据巡航阶段的定义，获得了不同高度、不同马赫数、健康状态下的监测参数，作为发动机监测参

数基线模型的训练样本；采用遗传算法对支持向量机的关键参数寻优，然后对各监测参数进行极限模型训练，由图 5 图 6 图 7 可以看出，模型训练结果可以很好的模拟基线值；对监测模型进行验证，验证结果表明，此方法建立的模型可以满足发动机状态监测的要求。

本文以 PROOSIS 仿真数据作为模型训练样本，能够为发动机状态监测的研究提供一定参考，但仍需要利用真实发动机数据进行分析和验证。

#### 参考文献：

- [1] 刘永健, 朱剑英, 曾捷. 改进 BP 神经网络在发动机性能趋势分析和故障诊断中的应用[J]. 南京理工大学学报(自然科学版), 2010, 34(1): 24-29.  
LIU Yongjian, ZHU Jianying, ZENG Jie. Improved BP Neural Network System for Engine Performance Trend Analysis and Fault Diagnosis [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology (Natural Science), 2010, 34(1): 24-29.
- [2] MercerCR, SimonDL, HunterGW, etal. Fundamental Technology Development for Gas-turbine Engine Health Management [J]. NASA-TM-2007-0022364, 2007.
- [3] 张津. 民用航空发动机状态监视和故障诊断系统研究[J]. 航空动力学报, 1994, 9(4): 339-343.  
ZHANG Jin. A CONDITION MONITORING AND FAULT DIAGNOSIS SYSTEM FOR CIVIL AEROENGINES [J]. Journal of Aerospace Power, 1994, 9(4): 339-343.
- [4] J. Qu, X. Li, J. Si, Y. Di and Y. Zhou. On recognition method of aeroengine working conditions based on flight data [J]. Proceedings of the 32nd Chinese Control Conference, Xi'an, 2013: 3565-3569.
- [5] A. R. Yukitomo and V. L. Syrmos. Forecasting gas turbine Exhaust Gas Temperatures using Support Vector Machine Experts and Genetic Algorithm [J]. Control & Automation (MED), 2010 18th Mediterranean Conference on, Marrakech, 2010: 345-350.
- [6] A. Babbar E. Ortiz V. L. Syrmos M. M. Arita. Advanced Diagnostics and Prognostics for Engine Health Monitoring [J]. IEEE Aerospace Conference, 2009.
- [7] X. Fu G. Ding S. Zhong. Aeroengine Turbine Exhaust Gas Temperature Prediction using Support Vector Machines [J]. Proc. 6th Intl. Sym. on Neural Networks: Adv. Neural Networks - pt. II, 2009.
- [8] 王聘. 基于多方法的 CFM56-7B 发动机基线挖掘研究[D]. 中国民用航空飞行学院, 2016: 30-55.  
WANG Dan. Baseline Mining Methods of CFM56-7B Engine [D]. Aviation Engineering Institute, Civil Aviation Flight University of China, 2016: 30-55.

**收稿日期：**2017-04-05

**作者简介：**李素洁(1985—)，女，山东聊城人，高级工程师，硕士研究生，主要从事飞机故障诊断、飞机故障预测的研究。

张桂刚(1978—)，男，湖南邵阳人，副研究员，博士后，主要从事大数据、飞机健康管理的研究，本文通信作者. E-mail: guigang.zhang@ia.ac.cn.

王健(1978—)，男，江苏淮安人，副研究员，博士后，主要从事控制科学与工程的研究