

文章编号:1000-8055(2013)04-0721-09

涡轴发动机性能在线监测技术研究及试验验证

单晓明^{1,2}, 黄金泉¹, 周文祥^{1,2}, 蔡建斌², 旷桂兰²(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 研究了基于模型的涡轴发动机性能在线监测技术, 开发了涡轴发动机性能在线监测软件, 并进行了真实台架试车试验验证。试验结果表明: 软件能够自动判断发动机是否已进入准稳态工况, 并根据当前的大气条件、燃气涡轮转速、动力涡轮转速, 实时计算发动机其它状态量与性能量, 如压气机增压比、动力涡轮前温度、轴输出功率、耗油率等。与模型计算结果相比, 被试发动机压气机增压比稳态测量值最大偏低 2.3% 左右, 反映了被试发动机与基准发动机之间的性能差异, 验证了涡轴发动机地面台架试车性能在线监测技术的有效性。

关 键 词: 涡轴发动机; 性能监测; 试验验证; 台架试车; 建模

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Study and test validation of turboshaft engine on-line performance monitoring technology

SHAN Xiao-ming^{1,2}, HUANG Jin-quan¹, ZHOU Wen-xiang^{1,2},
CAI Jian-bin², KUANG Gui-lan²(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: A model based on-line turboshaft engine (TSE) performance monitoring technology was studied, while an on-line TSE performance monitoring software was developed and subsequently applied to an actual TSE land rig test. Test results show that the software could automatically distinguish the working state of TSE on rig test. With use of the atmosphere pressure and temperature, gas turbine rotor speed and power turbine rotor speed, the software could calculate the TSE performance parameters such as compressor pressure ratio, power turbine inlet gas total temperature, output shaft power and specific fuel consumption et al. The calculation error of compressor pressure ratio between TSE model and the specific engine in rig test is less than 2.3%, which shows the significant performance difference between testing engine and baseline engine, and the effectiveness of the on-line TSE performance monitoring technology is confirmed.

Key words: turboshaft engine (TSE); performance monitoring; test validation; rig test; modeling

收稿日期: 2012-04-15

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.721_001.html

基金项目: 基础预研基金(B0620060427)

作者简介: 单晓明(1965—), 女, 江西婺源人, 研究员, 博士生, 主要从事航空发动机设计与测控技术研究。

航空发动机新机研制需要借助大量的台架试验来暴露发动机设计中存在的问题^[1],通过实际试车来检验原型机的性能.在试验过程中存在许多风险和不确定因素,如果处理不当,容易导致发动机原型机损坏,给国家财产带来损失,影响新机研制进度.因此,针对新机研制过程中的地面台架试车,有必要专门设计一套发动机性能在线监测软件来随时监测发动机的性能及工作状态^[2],当遇到紧急情况时立即报警,提醒试车人员注意,以便及时采取必要措施,避免危险事故发生.

对运行中的发动机状态监控主要包括性能监测^[3-4]、振动监视^[5]以及滑油监视^[6].本文从性能参数监测入手,通过传感器测量参数与基准发动机性能参数的对比,在线监测发动机的运行状态.以某涡轴发动机为对象,本文设计开发了一套基于模型的涡轴发动机性能在线监测软件,并通过发动机地面台架试车对其功能和性能进行了验证.

1 涡轴发动机地面试车性能在线监测技术现状

涡轴发动机地面整机试车包括新机磨合、性能调整、环境验证、外物吞咽^[7-8]、进气畸变^[9]、持久定型、高空模拟、出厂验收等,在每次试车过程中,均需记录大量的稳态和瞬态试验数据,对这些数据的分析和处理是了解和掌握发动机性能变化趋势的有效手段^[10-11].受技术条件的制约,目前对试验数据的分析和处理大都在试验结束以后离线进行,试车过程中一般只监视振动、滑油、喘振裕度等参数,尚缺乏必要的性能在线监测和分析手段,发动机稳态试验数据的记录还依赖于纯人工或结合人为判断半自动记录的方式,这些都严重制约了涡轴发动机试车在线性能监测技术的发展.

地面试车过程中,一些微小的、潜在的故障可能表现为部分性能参数或振动信号的异常,如果在试车过程中在线监测并及时定位这些故障,或许可以避免次生故障所带来的严重后果.国外相关研究已经表明:借助于发动机试车时在线测量的气路参数可以帮助技术人员及时发现并定位发动机^[12-15]、传感器^[16-17]或执行机构的工作异常,对这些异常故障的及时应对处理是避免严重试车事故的重要手段.在发动机全寿命期内,基于发动机气路测量参数的性能分析和故障诊断技术已经用于发动机部件性能蜕化估计^[18]、传感器故障诊断^[16-17]和信号重构、发动机剩余寿命预测^[19]等

领域.

相比之下,我国在发动机地面试车性能监测技术领域还停留在对某些关键参数的测量和监视上,通过简单的阈值判断来诊断故障,缺乏必要的性能在线监测与分析手段,十分有必要研究基于模型的涡轴发动机地面试车性能在线监测系统.

2 涡轴发动机地面试车性能在线监测系统设计

2.1 系统组成及工作原理

如图1所示,地面台架试车时,车台数采系统自动采集发动机性能参数和气动参数,如功率、耗油率、转速、压力、温度、空气流量等;性能监测计算机通过以太网交换机接收试车数采系统采集的发动机性能及气动参数,并通过计算机上安装的性能监测模型软件,实时计算当前大气条件(p_{s0} , T_{s0})、当前工作状态(n_g , n_p)下发动机性能及气动参数的基准值,并以曲线、文本框、柱形图等各种方式将模型计算值与实际测量值进行分析和比较,同时监视两者之间的偏差是否超限,如果超限则启动报警.

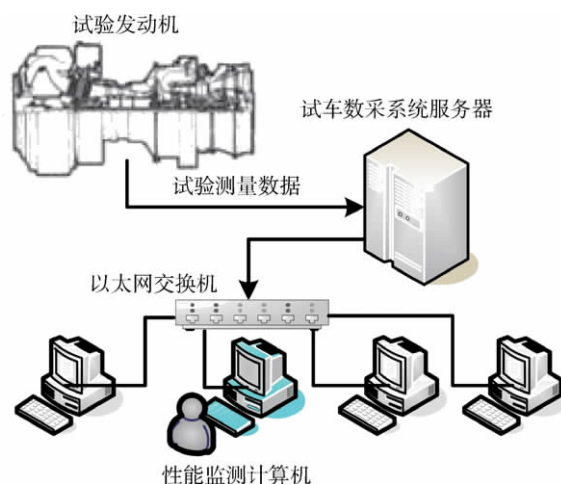


图1 涡轴发动机地面试车性能在线监测系统原理图

Fig. 1 Schematic view of turboshaft engine performance monitoring system in land rig test

2.2 性能监测模型输入输出参数的选取

对于涡轴发动机这样一个非线性系统,由发动机原理可知

$$y = f(x, u, v)$$

$$y = [N_e, S_{fc}, p_{t3}, p_{t5}, T_{t3}, T_{t45}, T_{t5}, W_{a2}]$$

$$x = [n_g, n_p]$$

$$\begin{aligned} u &= [W_f, \alpha] \\ v &= [p_{s0}, T_{s0}, \varphi] \end{aligned} \quad (1)$$

式中 y 为系统输出量, 包括整机功率记为 N_e , 单位耗油率 S_{fc} , 压气机出口总压 p_{t3} 及总温 T_{t3} , 动力涡轮进口总温 T_{t45} 及出口总温 T_{t5} 、总压 p_{t5} , 发动机进口空气流量 W_{a2} ; x 为系统状态量, 包括燃气涡轮转速 n_g 、动力涡轮转速 n_p ; u 为系统输入量, 包括主燃油量 W_f 、压气机导叶角度 α ; v 为系统干扰量, 此处为发动机进口大气压力 p_{s0} 、大气温度 T_{s0} 及动力涡轮负载杆角度 φ 。

对涡轴发动机而言, 一般地, 随着系统干扰量 v 及输入量 u 的改变, 涡轴发动机的状态量 x 及输出量 y 将发生显著变化; 当发动机处于准稳定工作状态 ($\Delta x \approx 0, \Delta u \approx 0, \Delta y \approx 0$), 且动力涡轮物理转速近似保持设计状态不变时, 如果忽略大气条件、负载杆角度等干扰量的影响, 此时发动机状态量 x 、输出量 y 与输入量 u 之间存在着稳态对应关系; 如果给定真实试车时涡轴发动机的输入量 u 或状态量 x , 再结合进口大气条件, 理论上可以计算出系统的输出量估计值 $\hat{y}$, 通过对系统输出真实测量值 y 和仿真估计值 $\hat{y}$ 的比较, 可以实现涡轴发动机地面试车时性能及状态参数的在线安全监视。

对涡轴发动机地面试车而言, 考虑到转速参数相对燃油流量而言, 测量精度更高, 且测试结果基本无延时, 因此, 在选取性能监测模型输入、输出参数时, 选定 $x = [n_g, n_p]$ 作为模型的输入量, 而 $y = [N_e, S_{fc}, p_{t3}, p_{t5}, T_{t3}, T_{t45}, T_{t5}, W_{a2}]$ 作为模型的输出量。

2.3 性能监测模型的建模方法

如前所述, 当给定大气条件、燃气涡轮转速、动力涡轮转速时, 可近似确定涡轴发动机的其他状态及性能参数。以下给出两种性能监测模型的建模方法。

2.3.1 基于详细气动热力计算的稳态部件级模型

作为一种复杂的气动热力机械, 涡轴发动机工作过程同样遵循经典的气动热力学定律, 基于部件级建模的方法能够建立高精度的涡轴发动机稳态仿真模型。本文拟建模的对象是一台带自由涡轮的双转子涡轴发动机, 其基本结构简图如图2所示, 发动机由6个部件组成: 进气道、组合压气机、燃烧室、燃气涡轮、动力涡轮和尾喷管。

建模过程中, 考虑到压气机进口总压及总温参数在地面试车时已测量, 为避免进气道建模误差对模型仿真精度的影响, 在执行流路计算时, 避开进气道部件, 直接从压气机进口截面开始计算。

选取的模型稳态仿真初猜值为: 组合压气机增压比 π_c 、燃烧室供油量 W_f 、燃气涡轮落压比 π_{gt} 、动力涡轮落压比 π_{pt} , 对应4个稳态共同工作平衡方程分别为: ①燃气涡轮进口截面流量平衡方程; ②动力涡轮进口截面流量平衡方程; ③尾喷管进口截面流量平衡方程; ④高压转子功率平衡方程。

执行稳态仿真时, 负载杆角度 φ 不作为模型的输入, 仅计算动力涡轮输出功率 N_e ; 燃气涡轮转速 n_g 、动力涡轮转速 n_p 按传感器测量值直接给定, 压气机导叶角度 α 按以下开环控制规律调节

$$\begin{aligned} \alpha &= f_2(n_{gcor}) \\ n_{gcor} &= n_g \sqrt{288.15/T_{t2}} \end{aligned} \quad (2)$$

为避免稳态迭代计算不收敛, 本文针对地面慢车附近 ($n_p \approx 75\%$)、飞行慢车以上 ($n_p = 100\%$) 状态分别建立了两张稳态仿真初猜值表; 执行稳态仿真计算时, 首先根据动力涡轮转速 n_p 确定要插值哪一张数据表, 进而根据燃气涡轮换算转速 n_{gcor} 插值计算出对应的一组仿真初猜值; 经仿真验证, 基于猜值表插值出的初猜值可以确保模型在发动机全工作状态快速运算收敛。

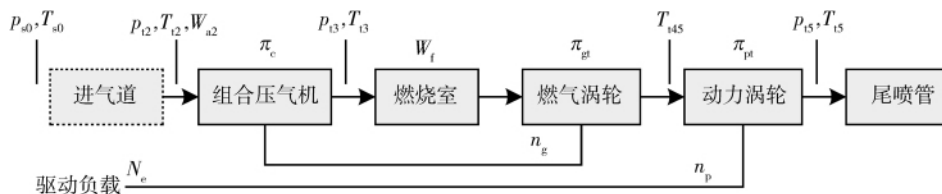


图2 带自由涡轮双转子涡轴发动机结构简图

Fig. 2 Sketch of twin-spool free turbine turboshaft engine

基于部件级建模方法建立的涡轴发动机稳态仿真模型能够准确地计算不同大气条件、不同工作状态下发动机整机的性能及典型截面气路参数,理论上应作为发动机性能监测模型使用的首选。但其存在着模型算法复杂、修正难度大、适应能力差等缺点,一般仅适合作为某一型号发动机平均基准性能稳态仿真模型使用,不适宜直接作为特定个体发动机的性能在线监测模型使用。

2.3.2 基于稳态试验数据插值的简化模型

由前述分析可知,当涡轴发动机处在准稳态条件下,且动力涡轮转速保持设计值不变,此时发动机输出量仅与燃气涡轮转速及大气条件有关,式(1)简化为

$$y = f_3(n_g, n_p, T_{s0}, p_{s0})$$

$$n_p = 100\% \quad (3)$$

对固定海拔的地面试车台而言,地面大气压力 p_{s0} 在全年的变化范围很小,而大气温度 T_{s0} 受季节、昼夜等温差的影响较大,某涡轴发动机地面试车台全年环境温度变化范围为 $-10 \sim 40^\circ\text{C}$ 。因此,在建立某涡轴发动机简化稳态插值模型时,可以考虑根据换算燃气涡轮转速 n_{gcor} 插值计算标准大气条件下的发动机性能及状态参数,再利用相似理论,将计算结果反换算到当前大气条件下。考虑到利用相似理论可能仍存在着一定的建模误差,可以结合以往非标准大气条件下真实稳态试验数据对相似换算公式作进一步的修正。

针对特定的个体发动机,可以根据多次试验数据拟合出一组平均性能数据样本;同理,针对多台发动机分别建立其各自的插值样本,形成插值样本库,这样可以使简化模型同时具备对多台发动机稳态性能仿真的能力。

综上所述,基于稳态试验数据插值的简化模型具有算法简单、修正工作量小、个体适应能力强等优点,但其只适用于飞行慢车以上状态($n_p = 100\%$)的发动机性能在线监测;当发动机由于各种原因导致动力涡轮转速偏离设计值较远时,这种方法可能会存在较大的计算误差。在地面慢车状态,由于动力涡轮转速远离设计值,简化插值模型将无法适用。

2.4 性能监测模型的修正方法

对于同一型号涡轴发动机而言,不同批次发动机个体之间难免会存在性能差异,这种差异有可能导致性能监测模型的输出与真实测量值偏差过大,进而引起“误警”;即便对于同一台发动机,

由于性能退化、性能调整、导叶调节规律更改等原因,也可能引起涡轴发动机性能发生变化。因此,有必要研究针对性能监测模型的自动修正方法。

当性能监测模型采用插值法建立时,可以通过替换插值样本数据来对模型直接进行更新;当性能监测模型采用部件级建模方法建立时,可以考虑采用神经网络修正的方法,其原理如图3所示。神经网络有两种工作模式:①训练模式;②修正补偿模式。训练模式在离线状态下运行,修正补偿模式在性能监测时在线运行。

如图3所示,神经网络的输入参数包括 n_g , n_p , T_{s0} , p_{s0} ; 输出参数为 ΔN_e , ΔS_{fc} , Δp_{t3} , Δp_{t5} , ΔT_{t3} , ΔT_{t45} , ΔT_{t5} , ΔW_{a2} 。考虑到涡轴发动机处在准稳态时,除地面慢车以外,大部分时间 n_p 是围绕设计值 100% 状态作小范围波动,某型涡轴发动机地面试车 n_p 闭环稳态控制误差在 1% 以内,可以近似认为 n_p 恒定不变。因此,神经网络输入参数缩减为3个,即 n_g , T_{s0} , p_{s0} 。

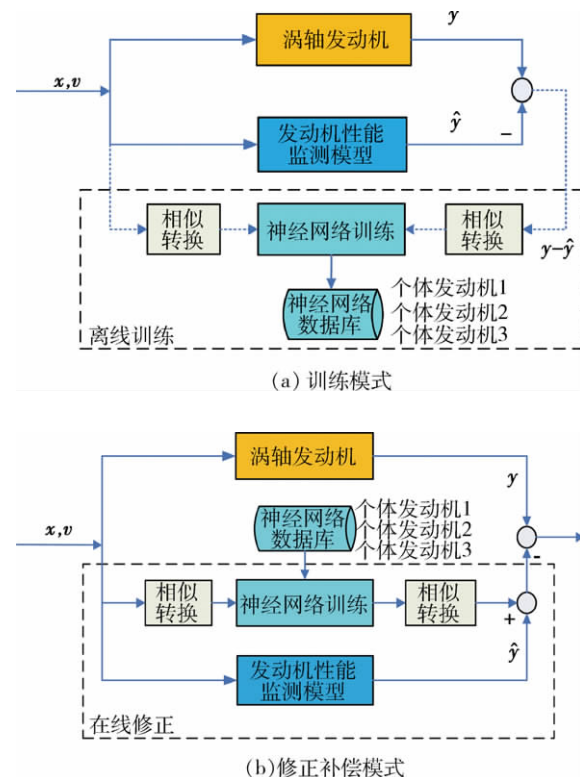


图3 带神经网络修正模块性能监测模型

Fig. 3 Sketch of performance monitoring model with neural network corrector

当试车台地理位置或海拔高度固定不变时,地面大气压力在全年变化不大,且通过大量的稳态试车数据分析也已经证明不同季节地面大气压力小范围波动时对发动机性能影响很小,因此,神

经网络输入参数进一步缩减为两个, 即 n_g 和 T_{s0} 。

与大气压力不同, 大气温度对发动机性能的影响非常显著, 因此, 在确定神经网络输入参数时, 大气温度 T_{s0} 将保留。从理论上分析, 利用神经网络对性能监测模型修正的本质是确定不同大气温度 T_{s0} 、不同工作状态 n_g 下发动机模型的输出量估计偏差。如果利用换算转速 $n_{g,cor}$ 作为神经网络的输入参数, 应该基本涵盖了上述两种因素对发动机模型输出量估计偏差的影响。因此, 本文最终确定神经网络修正模块的输入参数为一个, 即 $n_{g,cor}$ 。与输入参数作相似转换相对应, 利用神经网络求取的各输出量应是标准大气条件下的估计偏差值, 在叠加至性能监测模型之前, 还需根据大气条件 $[T_{s0}, p_{s0}]$ 作反换算处理。综上所述, 在图3中, 无论对于哪一种工作模式, 神经网络修正前后均需要对数据进行相似换算处理。

图3中神经网络修正模块输入、输出个数分别是1和7, 为简化神经网络结构, 本文中采用7个三层BP(back propagation)子网络, 每个子网络输入参数均为 $n_{g,cor}$, 输出参数分别对应7个输出变量, 如图4所示, 这样可以实现用较简单的网络拓扑结构达到较高的逼近精度。针对每一个神经子网络, 其输入、输出参数个数均为1, 理论上可以用插值或拟合的方法代替, 但是考虑到待修正的工作点 $n_{g,cor}$ 随着试验数据的变化是随机不确定的, 若采用插值算法, 当需要反复多次对性能监测模型进行修正时, 新增加的待修正工作点可能位于已有的两个样本点之间, 此时有两种方案: ①新增加一个样本点; ②修正其中一个样本点。第1种方案将使样本点个数越来越多, 样本点分散

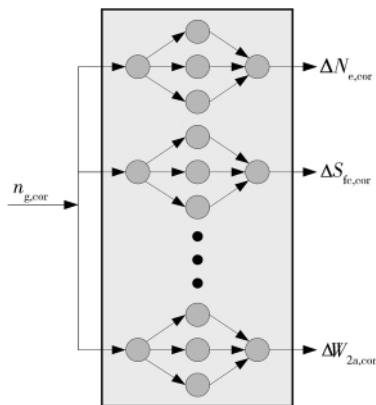


图4 神经网络修正模块结构图

Fig. 4 Schematic representation of neural network corrector

度不容易控制, 第2种方案可能引起模型在被更新的样本点附近的估计偏差增大。综上所述, 采用7个神经子网络对性能监测模型进行修正理论上其逼近精度是优于插值法的, 且较容易实现在线自动记录偏差与离线自动修正偏差, 不需要太多的人工干预, 适用于工程上使用。

2.5 发动机准稳态工况的判断方法

涡轴发动机准稳定工作状态自动判断是实现基于稳态试验数据性能监测的前提。受大气条件、负载扰动等影响, 涡轴发动机工作参数在试车过程中是持续变化的, 当发动机完成加减速进入准稳态工作时, 各输出参数基本围绕其平均值作小范围波动, 此时可以根据一段时间内测量参数的最大波动量判断发动机是否已进入准稳态。

假定当前时刻为 k , 则在 N 步之内某一参数 x 平均值为

$$x_{avg} = \frac{1}{N} \sum_{i=k+1-N}^{i=k} x_i \quad (4)$$

若 N 步之内 ($x_i, i \in (k+1-N, k)$) 参数最大值为 x_{max} , 最小值为 x_{min} , 且满足以下条件:

$$\left| \frac{x_{max} - x_{avg}}{x_{avg}} \right| \leq \delta, \quad \left| \frac{x_{min} - x_{avg}}{x_{avg}} \right| \leq \delta \quad (5)$$

则称参数 x 已进入准稳态。通过选择合适的 N 及 δ , 可以判断发动机各参数是否已进入准稳态; 对涡轴发动机而言, 本文假定当 n_g, n_p, T_{t45} 测量参数均满足式(5)判断准则时, 判定发动机已进入准稳态工作。

2.6 性能监测软件设计

如图1所示, 性能监测计算机通过局域网定期接收来自车台数采系统的发动机实时状态及性能参数, 并通过性能监测软件对这些数据进行自动分析处理, 当发动机进入准稳态工作时, 软件自动启用性能监测模块, 并将监测结果实时显示在界面上。

图5列出了涡轴发动机性能监测软件的工作流程图。从图中可以看出, 该软件集成有两种性能监测模型: 部件级稳态模型与简化插值模型, 性能监测时可以根据需要自由选择。软件除具备性能在线监测功能以外, 还可以通过历史数据“回放”功能对发动机进行离线监测, 这有利于试车结束以后对试验数据进行更细致深入地分析。

图6为基于 Visual C++ 开发的性能监测软件运行界面。从图中可以看出, 该软件可在线计算 $W_f, N_e, S_{fc}, W_{a2}, p_{t3}, p_{t5}, \pi_c, T_{t3}, T_{t45}, T_{t5}$ 等参数, 并

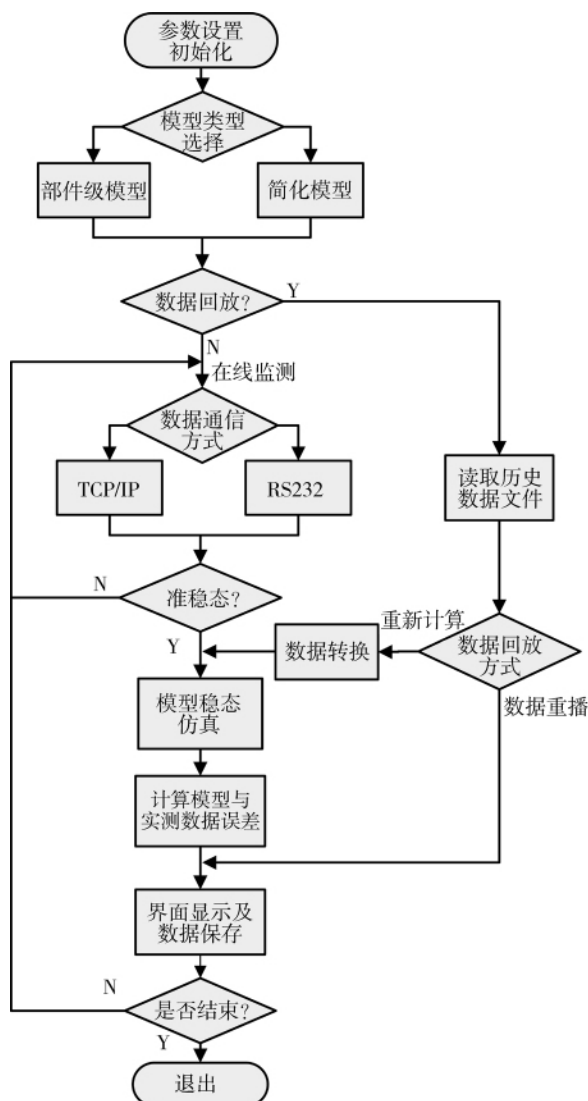


图5 涡轴发动机性能监测软件流程图

Fig. 5 Flowchart of turboshaft engine performance monitoring software

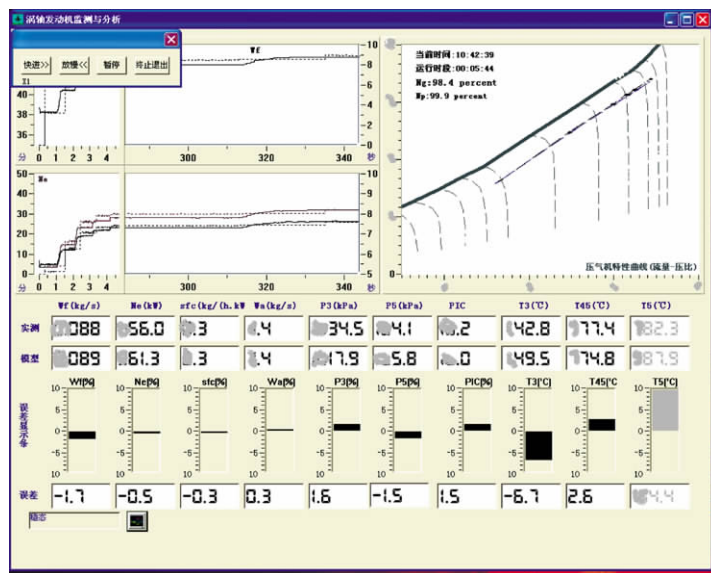


图6 涡轴发动机性能在线监测软件界面

Fig. 6 Graphic user interface of turboshaft engine performance monitoring software

将计算结果与试验数据进行对比,性能计算偏差以柱形图的形式显示在界面上;除常规显示外,软件主界面还集成显示压气机动态工作线以及 W_f, n_g, N_e, T_{i45} 等重要参数随时间的变化曲线。

3 涡轴发动机地面试车性能在线监测系统试验验证

为了验证所设计的涡轴发动机地面试车性能监测方案及软件的有效性,本文以某涡轴发动机地面试车为例,对某型涡轴发动机性能进行了在线监测。本次试验的目的在于验证性能监测方案的可行性,以性能监测模型为基准,评价参试发动机的性能状态。

试验系统方案如图1所示,性能监测软件每200 ms接收一组试验数据,并按式(4)、式(5)判断发动机是否已进入准稳态工况,本文试验时选取 $N=50, \delta=0.003$,通过试验获取的部分时间段 n_g, n_p 的动态数据如图7所示。从图7可见,在控制器闭环控制作用下,动力涡轮转速 n_p 基本保持100%设计值不变;在快速加、减载过程中, n_p 波动量控制在1%以内。图7中离散样本点代表发动机准稳态工作点,这些样本点由性能监测软件按式(4)、式(5)自动判断给出,从试验结果来看,性能监测软件挑选出的样本点基本都属于准稳态工况,这验证了本文所提出的发动机准稳态工况判断准则的有效性。

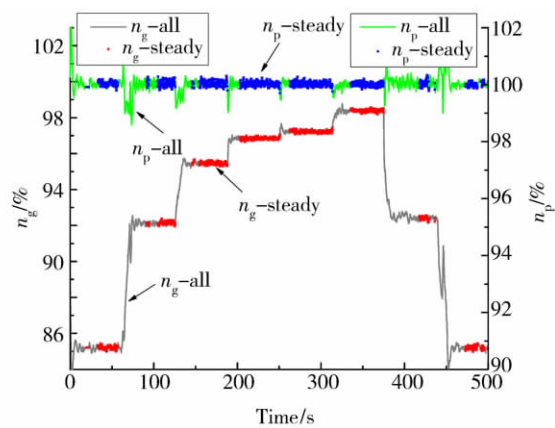


图7 地面试车转速曲线

Fig. 7 Chart of rotor speed in land rig test

试验过程中,当发动机进入准稳态工况时,试车数采系统测量的 n_g, n_p, T_{s0}, p_{s0} 作为部件级性能监测模型的输入,模型实时计算出发动机其他状态及性能参数,如 $W_f, N_e, S_{fc}, W_{a2}, p_{i3}, p_{i5}, \pi_c, T_{i3}, T_{i45}, T_{i5}$ 等,图8~图12为试验过程中性能监

测模型计算结果与真实发动机试车数据的对比。

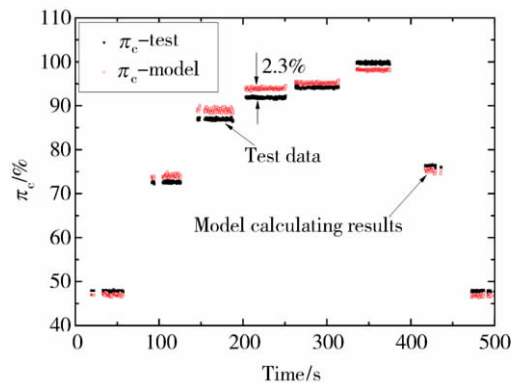


图8 压气机增压比随时间变化曲线

Fig. 8 Chart of time-dependent compressor pressure ratio

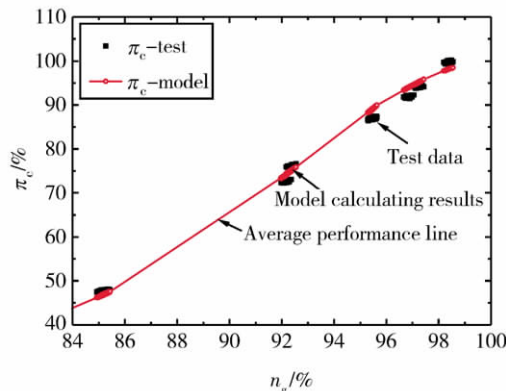


图9 压气机增压比随燃气涡轮转速变化曲线

Fig. 9 Chart of compressor pressure ratio with varying gas turbine rotor speed

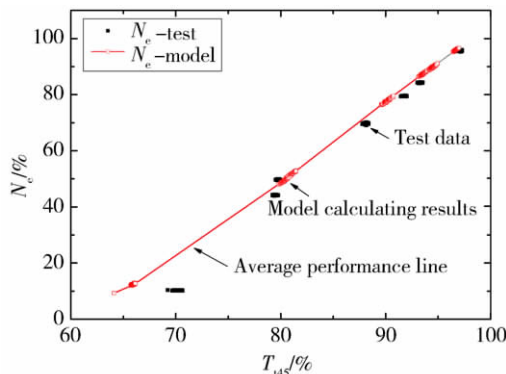


图10 输出功率随动力涡轮前温度变化曲线

Fig. 10 Chart of shaft output power with varying power turbine inlet temperature

图8、图9为试验过程中压气机增压比试验结果与模型计算结果的对比;图8以时间为横坐标,图9以燃气涡轮物理转速为横坐标,从图中可以看出,当发动机处于准稳态时,模型计算参数与试验参数基本一致。其中,在燃气涡轮转速位于

95%附近,试验结果偏低约2.3%,这说明参试发动机压气机部件在95%转速附近的增压能力与基准平均性能相比偏弱。由于性能监测模型代表的是该型涡轴发动机的平均性能,因此,图8、图9中的监测结果验证了个体发动机性能与基准平均性能是存在一定差异的。在试验过程中对发动机性能进行在线监测可以实时掌握当前被试发动机性能偏离该型发动机平均性能的情况。从性能监测及分析的角度,以燃气涡轮转速作为自变量对压气机增压比进行在线对比分析,形式上更加直观。

与图9类似,图10列出了涡轴发动机整机输出功率随动力涡轮前温度的变化曲线,图11列出了不同功率下涡轴发动机单位耗油率的变化曲线。从图10可以看出,与基准平均性能发动机相比,被试发动机在低状态对应相同的输出功率,动力涡轮进口温度偏高。从图11可以看出,被试发动机单位耗油率随输出功率增加的变化特性与基准发动机基本一致。

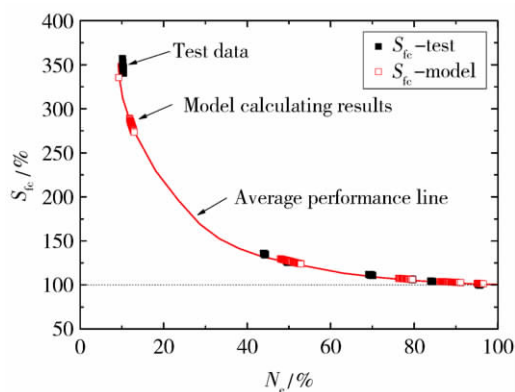


图11 单位耗油率随输出功率变化曲线

Fig. 11 Chart of specific fuel consumption with varying shaft output power

为了监视被试发动机工作时的气动稳定裕度,如图6所示,在性能监测软件主界面中集中对比显示了两条压气机稳态工作线,一条代表实际试车的稳态工作点,另一条代表模型根据准稳态数据计算出的工作点。从图6可以,两条曲线基本重合,说明被试发动机在稳态工作时的气动稳定裕度与基准发动机相当。

综上所述,利用稳态部件级模型可以在线监测地面试车时涡轴发动机的状态及性能参数,并在线显示被试发动机性能与基准发动机平均性能的偏差。

4 结 论

本文研究了基于模型的涡轴发动机地面试车性能在线监测技术和方法,开发了涡轴发动机性能监测软件,并进行了性能监测软件初步的试验验证,结果表明:

1) 本文所提出的发动机进入准稳态工况的判断规则是合理且有效的,这为基于稳态试验数据的发动机性能监测奠定了基础。

2) 提出的根据燃气涡轮转速、动力涡轮转速及大气条件作为性能监测输入参数的方案是可行的,结合稳态部件级性能监测模型,该方案十分适合于处理非标况大气条件下发动机地面试车的性能监测问题。

3) 在未使用神经网络修正的前提下,该性能监测软件可用于在线分析参试发动机与性能监测模型所代表的基准发动机的性能差异,这有望应用于涡轴发动机性能达标调整试车或新机出厂合格验收试车。

本文在研究过程中,尚存在一些不足之处:未对带神经网络修正的性能监测模型进行试验验证,尽管从理论上分析,该修正方案是可行的,但是这种修正方法是基于模型外部对数据进行修正,而非修正模型内部的部件特性或相关参数,其泛化能力尚有待今后通过试验进行进一步的验证。

参考文献:

- [1] 焦天佑,陆宝富. 建设满足大型飞机发动机试验需求的露天试车台技术论证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(1): 1-9.
JIAO Tianyou, LU Baofu. Technical demonstration of constructing open-air test bed for large transport aircraft engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(1): 1-9. (in Chinese)
- [2] Roemer M J, Kacprzynski G J, Schoeller M. Advanced test cell diagnostics for gas turbine engines[R]. Montana: IEEE Aerospace Conference, 2001.
- [3] Bechini G. Performance diagnostics and measurement selection for on-line monitoring of gas turbines[D]. Cranfield, England: Cranfield University, 2007.
- [4] Kong C, Koo Y, Kho S, et al. Development of on-line performance diagnostics program of a helicopter turboshaft engine[J]. Journal of Aeronautical & Space Sciences, 2009, 10(2): 34-42.
- [5] Kallappa P A. Gas turbine engine systems and methods involving vibration monitoring: US, 2009/0301055 A1[P]. 2009-12-10.
- [6] 张永国,李威,朱焕勤,等. 某型涡轴航空发动机磨损状态

- 及趋势预测研究[J]. 润滑与密封, 2008, 33(8): 66-68.
- ZHANG Yongguo, LI Wei, ZHU Huanqin, et al. Research on wear status and wear prediction for a type of turboshaft aviation engine[J]. Lubrication Engineering, 2008, 33(8): 66-68. (in Chinese)
- [7] Golden D L. An experimental study of water injection into a Rolls-Royce model 250-C20B turboshaft gas turbine[R]. OMB 074-0188, 2008.
- [8] 旷桂兰, 王道波, 单晓明, 等. 某型航空涡轴发动机整机吞水性能试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(11): 2415-2420.
- KUANG Guilán, WANG Daobo, SHAN Xiaoming, et al. Swallowing water capability experiment of one turbine-shaft overall aviation engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2415-2420. (in Chinese)
- [9] 旷桂兰, 姚峥嵘, 王道波, 等. 某涡轴发动机整机喘振试验研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 588-595.
- KUANG Guilán, YAO Zhengrong, WANG Daobo, et al. Surge experimentation research for a whole turbine-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 588-595. (in Chinese)
- [10] 李本威, 王卫华. 某航空涡轴发动机健康状况监视与分析[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 105-108.
- LI Benwei, WANG Weihua. Monitoring and analyzing for turbo-shaft engine health[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(2): 105-108. (in Chinese)
- [11] 李本威, 胡国才, 高国胜, 等. 涡轴发动机监视参数选择与诊断方法研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 160-164.
- LI Benwei, HU Guocai, GAO Guosheng, et al. Study of selecting parameters and fault diagnosis for turboshaft[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 160-164. (in Chinese)
- [12] Kong C, Koo Y, Kho S, et al. Study on a GUI type fault diagnostic program for a turboshaft engine using fuzzy and neural networks[R]. ASME Paper GT-2010-22537, 2010.
- [13] Green M D, Duyar A, Litt J S. Model-based fault diagnosis for turboshaft engines[R]. NASA TM-1998-208825, 1998.
- [14] Yedavalli R K, LI Wenfei. Aircraft engine fault detection using dynamic-adaptive threshold approach[R]. ASME Paper GT-2007-28180, 2007.
- [15] Li Y G, Nilkitsaranont P. A gas path diagnostic and prognostic approach for gas turbine applications[R]. ASME Paper GT-2007-27275, 2007.
- [16] Moller J C, Litt J S, Guo T. Neural network-based sensor validation for turboshaft engines[R]. NASA TM-1998-208824, 1998.
- [17] Litt J, Kurtkaya M, Duyar A. Sensor fault detection and diagnosis for a T700 turboshaft engine[R]. NASA TM-1995-111814, 1995.
- [18] Li Y G, Singh R. An advanced gas turbine gas path diagnostics system-PYTHIA[R]. ISABE-2005-1284, 2005.
- [19] Ghafir M F A, Li Y G, Singh R. Impact of operating and health conditions on aero gas turbine hot section a creep life using a creep factor approach[R]. ASME Paper GT-2010-22332, 2010.